



TUGAS AKHIR TF141581

**PERANCANGAN SISTEM KENDALI *ATTITUDE*
PADA PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP
TETAP DENGAN METODE *FUZZY-PID***

NICO NATANAEL S
NRP. 2412 100 064

Dosen Pembimbing
Hendra Cordova, ST, MT

JURUSAN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016

Halaman ini sengaja dikosongkan.



FINAL PROJECT TF141581

**DESIGN OF FIXED-WING TYPE AUTONOMOUS
UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)
ATTITUDE CONTROL SYSTEM USING FUZZY-
PID METHOD**

NICO NATANAEL S
NRP. 2412 100 064

Supervisor
Hendra Cordova, ST, MT

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2016

Halaman ini sengaja dikosongkan.

**PERANCANGAN SISTEM KENDALI *ATTITUDE* PADA
PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP TETAP DENGAN
METODE *FUZZY-PID***

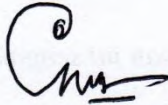
TUGAS AKHIR

Oleh :

Nico Natanael S
NRP : 2412 100 064

Surabaya, Juli 2016
Mengetahui/Menyetujui

Pembimbing,



Hendra Cordova, ST, MT
NIP. 19690530 199412 1 001

Ketua Jurusan
Teknik Fisika FTI-ITS



Agus Muhammad Hatta, ST, MSi, Ph.D
NIP. 19780902 200312 1 002

Halaman ini sengaja dikosongkan.

**PERANCANGAN SISTEM KENDALI *ATTITUDE* PADA
PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP TETAP DENGAN
METODE *FUZZY-PID***



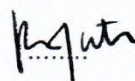

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Rekayasa Instrumentasi dan Kontrol
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

Nico Natanael S
NRP. 2412 100 064

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Hendra Cordova, ST, MT  (Pembimbing)
2. Totok Ruki Biyanto, Ph.D  (Ketua Penguji)
3. Ir. Ronny Dwi Noriyati, M.Kes  (Penguji II)
4. Dr. Ir. Syamsul Arifin, MT  (Penguji III)

**SURABAYA
JULI 2016**

Halaman ini sengaja dikosongkan.

**PERANCANGAN SISTEM KENDALI ATTITUDE PADA
PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP TETAP
DENGAN METODE FUZZY-PID**

Nama Mahasiswa : Nico Natanael S
NRP : 2412 100 064
Jurusan : Teknik Fisika FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Hendra Cordova, ST, MT

Abstrak

Dinamika sistem UAV tipe fixed-wing secara sederhana dibedakan atas gerak matra longitudinal dan gerak matra lateral direksional. Dari matrik keadaan diketahui bahwa karakteristik UAV LAPAN Surveillance 02 (LSU-02) milik LAPAN stabil statis, namun pada analisa open loop dan root locus didapatkan bahwa sistem tidak mampu mencapai set point dan cenderung berosilasi, hal tersebut sangat berbahaya bagi plant yang bergerak cepat seperti pesawat. Telah dirancang sistem pengendalian attitude pada UAV tipe fixed-wing dengan metode Fuzzy-PID. Hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem kendali berjalan dengan performa sangat baik pada kedua matra dengan selisih rata-rata integral time absolute error (ITAE) sebesar 0.0204 radian serta selisih rata-rata integral absolute error (IAE) sebesar 0.0087 radian pada matra longitudinal dan selisih maximum overshoot sebesar 0.00082 radian serta settling time sebesar 0.3 detik pada matra lateral direksional. Secara keseluruhan sistem kendali Fuzzy-PID menunjukkan performa yang lebih baik dibandingkan PID fixed.

Kata kunci : Sistem Kendali, Longitudinal, Lateral Direksional, Fixed-Wing UAV

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DESIGN OF FIXED-WING TYPE AUTONOMOUS UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) ATTITUDE CONTROL SYSTEM USING FUZZY-PID METHOD

Name : Nico Natanael S
NRP : 2412 100 064
Department : Teknik Fisika FTI-ITS
Supervisor : Hendra Cordova, ST, MT

Abstract

Fixed-Wing UAV dynamics system can be simplified to longitudinal dan lateral directional motion. State space of LAPAN Surveillance 02 (LSU-02) show that the system is controllable and staticly stable, but open loop and root locus analysis show that the system can't reach the set point and trend to oscillating, that can be very dangerous for a plant that need rapid response like UAV system. Fuzzy-PID attitude control system for fixed-wing type UAV had been designed. Simulation results show that the control system have a good performance at both dimension, mean integral time absolute error (ITAE) difference of the system response is 0.0204 radians, mean integral absolute error (IAE) difference is 0.0087 radians at longitudinal motion and maximum overshoot difference of system response 0.00082 radian, settling time is 0.3 seconds at lateral directional motion. Generally, the simulation result show that Fuzzy-PID control system is better than fixed PID .

Keywords : Control System, Longitudinal Motion, Lateral Directional Motion, Fixed-Wing UAV

Halaman ini sengaja dikosongkan.

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya sehingga tugas akhir yang berjudul **"PERANCANGAN SISTEM KENDALI *ATTITUDE* PADA PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP TETAP DENGAN METODE *FUZZY-PID*"** dapat diselesaikan dengan baik. Tugas akhir ini dikerjakan sebagai salah satu syarat kelulusan pada Jurusan Teknik Fisika, FTI, ITS. Tugas akhir ini tidak akan terwujud tanpa bantuan, dukungan, doa serta dorongan semangat dari semua pihak. Oleh karena itu, terima kasih diucapkan kepada :

1. Bapak Agus Muhammad Hatta, ST, M.Si, Ph.D selaku Ketua Jurusan Teknik Fisika FTI-ITS.
2. Hendra Cordova, ST, MT dan Andi Rahmadiansah, ST, MT selaku dosen pembimbing yang telah sabar dalam memberikan dukungan, bimbingan dan arahan sehingga Tugas Akhir ini dapat diselesaikan dengan baik.
3. Totok Ruki Biyanto, Ph.D selaku kepala Laboratorium Rekayasa Instrumentasi dan Kontrol dan ketua penguji atas segala saran dan perijinan pemakaian fasilitas di Laboratorium untuk penyelesaian tugas akhir.
4. Kedua orangtua serta seluruh keluarga atas dukungan, doa, serta semangat tiada henti sehingga tugas akhir ini dapat diselesaikan dengan baik dan tepat waktu.
5. Ir. Wiratno Argo Asmoro, M.Sc selaku dosen wali atas bimbingan dan arahnya selama ini.
6. Seluruh dosen Teknik Fisika ITS yang telah membagikan ilmunya semasa perkuliahan khususnya dosen Rekayasa Bahan.
7. Bapak Eko Budi Purwanto selaku pembimbing dari Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional atas bantuan dan bimbingannya selama pengerjaan tugas akhir ini.

8. Angkatan 2012 Teknik Fisika ITS (Timeless Fidelity) atas kebersamaan dan dukungan moril maupun non-moril selama pengerjaan tugas akhir ini.
9. Soli***g F47 sebagai keluarga terdekat yang selalu memberikan dukungan dan kebahagiaan selama 4 tahun perkuliahan ini.
10. Yuhara Rahmantya, Syamsul Hadi, Widy Rahmat, Abu Bakar Abdul Karim dan Muhammad Hastiningrat atas dukungan yang diberikan selama ini.
11. Administrator Laboratorium Simulasi dan Komputasi Teknik Fisika ITS atas segala bantuan dan fasilitas yang disediakan selama ini.
12. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu.

Dalam penyusunan tugas akhir ini disadari masih ada kekurangan karena sesungguhnya kesempurnaan hanya ada pada Tuhan Yang Maha ESA. Oleh sebab itu, diharapkan kritik dan saran yang membangun untuk dapat meningkatkan kualitas dan perbaikan lebih lanjut. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi penulis dan pembaca.

Surabaya, Juli 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i, iii
LEMBAR PENGESAHAN	v, vii
ABSTRAK.....	ix
ABSTRACT	xi
KATA PENGANTAR.....	xiii
DAFTAR ISI	i
DAFTAR GAMBAR.....	xvii
DAFTAR TABEL	xxi
DAFTAR NOTASI	xxiii

BAB I PENDAHULUAN..... 1

1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	2
1.3 Tujuan.....	2
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Sistematika Laporan	3

BAB II TINJAUAN PUSTAKA..... 5

2.1 Pesawat Tanpa Awak.....	5
2.1.1 <i>Flight Controller</i>	8
2.1.2 <i>Inertial Measurement Unit (IMU)</i>	9
2.1.3 Sistem Propulsi	11
2.1.4 Aktuator	12
2.2 Dinamika Pesawat Tanpa Awak	13
2.3 PID (<i>Proportional Integral Derivative</i>)	17
2.4 Sistem Fuzzy.....	19
2.4.1 <i>Fuzzifier</i>	20
2.4.2 <i>Inference Engine dan Rule Base</i>	21
2.4.3 <i>Defuzzifier</i>	21

BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....23

3.1 Alur Penelitian.....	23
3.2 Spesifikasi Fixed-Wing UAV	25
3.3 Pemodelan Sistem Fixed-Wing UAV	27

3.3.1	Persamaan Gerak Matra Longitudinal	31
3.3.2	Persamaan Gerak Matra Lateral Direksional	33
3.4	Pengujian Model Sistem <i>Fixed-Wing</i> UAV	35
3.4.1	Uji <i>Root Locus</i> Matra Longitudinal	35
3.4.2	Uji <i>Root Locus</i> Matra Lateral Direksional	35
3.4.3	Simulasi <i>Open Loop</i> Matra Longitudinal	36
3.4.4	Simulasi <i>Open Loop</i> Matra Lateral Direksional	36
3.5	Perancangan Sistem Pengendalian <i>Fixed-Wing</i> UAV pada <i>Software</i> MATLAB®	37
3.5.1	Perancangan <i>Fuzzy Inference System</i>	38
3.5.2	Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i>	46
3.5.3	Pengujian <i>Wing Leveller</i>	47
3.5.4	<i>Disturbance</i> Sistem <i>Fixed-Wing</i> UAV	48
BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN		49
4.1	Hasil Pengujian Model Sistem <i>Fixed-Wing</i> UAV	49
4.1.1	Hasil Uji <i>Root Locus</i> Matra Longitudinal	49
4.1.2	Hasil Uji <i>Root Locus</i> Matra Lateral Direksional	50
4.1.3	Hasil Simulasi <i>Open Loop</i> Matra Longitudinal	52
4.1.4	Hasil Simulasi <i>Open Loop</i> Matra Lateral Direksional	53
4.2	Hasil Pengujian Sistem Pengendalian <i>Fuzzy-PID</i>	54
4.2.1	Hasil Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i>	55
4.2.2	Hasil Pengujian <i>Wing Leveler</i>	62
BAB V PENUTUP		65
5.1	Kesimpulan	65
5.2	Saran	65
DAFTAR RUJUKAN		67
LAMPIRAN A		69
LAMPIRAN B		73

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	AeroTerrascan 410 Malinau.	5
Gambar 2.2	Sumbu Putar pada UAV tipe <i>Fixed-Wing</i>	6
Gambar 2.3	Diagram Blok Sistem Pengendalian <i>Fixed-Wing</i> UAV.....	7
Gambar 2.4	ArduPilot Mega 2.6 <i>Board</i>	8
Gambar 2.5	Sensor <i>Accelerometer</i>	9
Gambar 2.6	Sensor <i>Gyroscope</i>	10
Gambar 2.7	<i>Barometric Pressure Sensor</i>	10
Gambar 2.8	<i>Brushless DC Motor</i>	11
Gambar 2.9	<i>Propeller</i>	12
Gambar 2.10	<i>Servo Motor</i>	13
Gambar 2.11	Gerak pada <i>Attitude Roll</i> (ϕ)	13
Gambar 2.12	Gerak pada <i>Attitude Pitch</i> (θ).....	14
Gambar 2.13	Gerak pada <i>Attitude Yaw</i> (ψ).....	15
Gambar 2.14	Dinamika Gerak pada UAV.....	16
Gambar 2.15	Diagram Blok Sistem Kontrol PID	18
Gambar 2.16	Arsitektur Sistem <i>Fuzzy</i>	20
Gambar 3.1	Diagram alir penelitian	24
Gambar 3.2	Gambaran dan Dimensi LSU-02 Elang Avionik.....	26
Gambar 3.3	Skema Uji Open Loop pada Matra Longitudinal	36
Gambar 3.4	Skema Uji <i>Open Loop</i> pada Matra Lateral Direksional untuk Keadaan Pertama.....	37
Gambar 3.5	Skema Uji <i>Open Loop</i> pada Matra Lateral Direksional untuk Keadaan Kedua	37
Gambar 3.6	Diagram Blok Pengendalian Sistem <i>Fixed- Wing</i> UAV.....	38
Gambar 3.7	FIS pada Matra Longitudinal.....	39
Gambar 3.8	FIS pada Matra Lateral Direksional.....	39
Gambar 3.9	Fungsi Keanggotaan Input Error Matra Longitudinal	39

Gambar 3.10	Fungsi Keanggotaan Input Delta Error Matra Longitudinal	40
Gambar 3.11	Fungsi Keanggotaan Output Kp Matra Longitudinal	40
Gambar 3.12	Fungsi Keanggotaan Output Ki Matra Longitudinal	40
Gambar 3.13	Fungsi Keanggotaan Input Error Matra Lateral Direksional	41
Gambar 3.14	Fungsi Keanggotaan Input Delta Error Matra Lateral Direksional	41
Gambar 3.15	Fungsi Keanggotaan Output Kp Matra Lateral Direksional	42
Gambar 3.16	Fungsi Keanggotaan Output Ki Matra Lateral Direksional	42
Gambar 3.17	Diagram Surface untuk Output Kp pada Matra Longitudinal	44
Gambar 3.18	Diagram Surface untuk Output Ki pada Matra Longitudinal	44
Gambar 3.19	Diagram Surface untuk Output Ki pada Matra Lateral Direksional	45
Gambar 3.20	Diagram Surface untuk Output Kp pada Matra Lateral Direksional	45
Gambar 3.21	Skema Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i> pada Matra Longitudinal	47
Gambar 3.22	Skema Pengujian <i>Wing Leveller</i> pada Matra Lateral Direksional	47
Gambar 3.23	Fungsi <i>Impulse Generator</i> Untuk <i>Disturbance</i> pada Matra Longitudinal	48
Gambar 4.1	Hasil Uji <i>Root Locus</i> pada Matra Longitudinal	49
Gambar 4.2	Hasil Uji <i>Root Locus</i> pada Matra Longitudinal ($\phi(s)\delta a(s)$)	51
Gambar 4.3	Hasil Uji <i>Root Locus</i> pada Matra Longitudinal ($\phi(s)\delta r(s)$)	51

Gambar 4.4	Grafik Hasil Simulasi <i>Open Loop</i> pada Matra Longitudinal	53
Gambar 4.5	Grafik hasil Uji <i>Open Loop</i> pada Matra Lateral Direksional untuk Kondisi Pertama.	54
Gambar 4.6	Grafik hasil Uji <i>Open Loop</i> pada Matra Lateral Direksional untuk Kondisi Kedua....	54
Gambar 4.7	Hasil Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i> dengan Set Point 0.1 radian.	55
Gambar 4.8	Hasil Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i> dengan Set Point 0.2 radian.	56
Gambar 4.9	Hasil Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i> dengan Set Point 0.3 radian.	56
Gambar 4.10	Hasil Pengujian <i>Pitch Attitude Hold</i> dengan Set Point 0.4 radian.	56
Gambar 4.11	Grafik Perubahan <i>Gain Kp</i>	58
Gambar 4.12	Grafik Perubahan <i>Gain Ki</i>	59
Gambar 4.13	Grafik Perubahan <i>Gain Kd</i>	59
Gambar 4.14	Grafik Perbandingan <i>Fuzzy-PID</i> dan <i>PID</i> pada Uji <i>Pitch Attitude Hold</i> ketika diberi <i>Disturbance</i>	60
Gambar 4.15	Grafik <i>Tacking Set Point</i> pada <i>Pitch Attitude Hold</i>	61
Gambar 4.16	Hasil Pengujian <i>Wing Leveler</i>	63
Gambar 4.17	Grafik Perbandingan <i>Fuzzy-PID</i> dan <i>PID</i> pada <i>Wing Leveler</i>	64

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Pengaruh perubahan parameter PID terhadap respon sistem.....	19
Tabel 3.1	Spesifikasi Teknis LSU-02	26
Tabel 3.1	(Lanjutan)	27
Tabel 3.2	Kondisi Terbang LSU-02	29
Tabel 3.3	Konfigurasi Terbang LSU-02	29
Tabel 3.4	Karakteristik Aerodinamik dan Turunan Kestabilan	29
Tabel 3.4	(Lanjutan)	30
Tabel 3.4	(Lanjutan)	31
Tabel 3.5	<i>Rule Base</i> FIS terhadap output Kp Matra Longitudinal	43
Tabel 3.6	<i>Rule Base</i> FIS terhadap output Ki Matra Longitudinal	43
Tabel 3.7	<i>Rule Base</i> FIS terhadap output Kd Matra Longitudinal	43
Tabel 3.8	<i>Rule Base</i> FIS terhadap <i>Output</i> Kp Matra Lateral Direksional	44
Tabel 3.9	<i>Rule Base</i> FIS terhadap <i>Output</i> Ki Matra Lateral Direksional	44
Tabel 3.10	Hasil Validasi <i>Rule Base Fuzzy Inference System</i>	46
Tabel 4.1	Akar-akar karakteristik dan Parameternya pada Matra Longitudinal	50
Tabel 4.2	Akar-akar karakteristik dan Parameternya pada Matra Lateral Direksional	52
Tabel 4.3	Nilai Parameter Kualitatif Sistem Kendali pada Matra Longitudinal	57

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR NOTASI

Notasi	Satuan	Keterangan
U_0	$[m/s]$	Kecepatan <i>trim</i> ke arah sumbu X
W_0	$[m/s]$	Kecepatan <i>trim</i> ke arah sumbu Z
θ_0	$[radian]$	Sudut trim <i>pitch</i>
u	$[m/s]$	Kecepatan perturbasi ke arah sumbu longitudinal
w	$[m/s]$	Kecepatan perturbasi ke arah sumbu lateral direksional
α	$[radian]$	Sudut Serang
β	$[radian]$	Sudut <i>Side Slip</i>
ϕ	$[radian]$	Sudut <i>Roll</i>
θ	$[radian]$	Sudut <i>Pitch</i>
ψ	$[radian]$	Sudut <i>Yaw</i>
p	$[rad/s]$	Kecepatan perubahan sudut <i>roll</i>
q	$[rad/s]$	Kecepatan perubahan sudut <i>pitch</i>
r	$[rad/s]$	Kecepatan perubahan sudut <i>yaw</i>
X_x	$[-]$	Stabilitas derivatif relatif terhadap gaya pada sumbu X
Z_x	$[-]$	Stabilitas derivatif relatif terhadap gaya pada sumbu Y

Notasi	Satuan	Keterangan
M_x	$[-]$	Stabilitas derivatif relatif terhadap momen pada sumbu X
I_{xx}	$[kg\ m^2]$	Inersia ke arah sumbu X
I_{yy}	$[kg\ m^2]$	Inersia ke arah sumbu Y
I_{zz}	$[kg\ m^2]$	Inersia ke arah sumbu Z
I_{xz}	$[kg\ m^2]$	Produk Inersia
δ_e	$[radian]$	Defleksi <i>Elevator</i>
δ_a	$[radian]$	Defleksi <i>Aileron</i>
δ_r	$[radian]$	Defleksi <i>Rudder</i>
C_{xu}	$[-]$	Koefisien gaya ke sumbu x
C_{zu}	$[-]$	Koefisien gaya ke sumbu z
C_{np}	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{nr}	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata
C_{lr}	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata
C_{lp}	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan sebuah wahana terbang tanpa awak yang dikendalikan dari stasiun darat (*ground station*) untuk menjalankan suatu misi tertentu. Implementasi UAV saat ini sangat luas diantaranya untuk kepentingan militer, pemetaan wilayah, misi *surveillance*, pemantauan lalu lintas, eksplorasi sumber daya mineral, investigasi anti-teror, fotografi udara, hingga agrikultur (Ahmed & Hazry, 2015). UAV *aircraft* dapat dibedakan menjadi dua kategori berdasarkan tipe sayap yang digunakan sebagai pengendali *attitude*, yaitu tipe sayap tetap (*fixed-wing*) dan tipe *rotary-wing*. UAV dengan tipe *fixed-wing* terdiri atas sebuah sayap tegar yang memiliki *airfoil* tetap yang mampu menerbangkan wahana dengan gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap, sehingga kendali *attitude* dilakukan dengan mengubah sudut *flaps* yang terdapat pada setiap sayap wahana. Sementara pada UAV dengan tipe *rotary-wing*, gaya angkat murni dihasilkan oleh dorongan yang diberikan melalui putaran *propeller motor* terhadap darat (*ground*), sehingga kendali *attitude* dilakukan dengan mengubah kecepatan putaran dari masing-masing motor untuk melakukan manuver maupun menjaga kestabilan (Luo, Chao, Di, & Chen, 2011). UAV dengan tipe *fixed-wing* lebih cocok digunakan pada misi-misi pemetaan wilayah, eksplorasi sumber daya mineral, dan misi lainnya yang membutuhkan durasi terbang yang cukup lama karena memiliki efisiensi daya yang lebih baik dibandingkan dengan *rotary-wing*.

Metode kendali yang telah dikembangkan pada penelitian kendali kestabilan sikap dari UAV diantaranya PID, Fuzzy Logic Control, Jaringan Syaraf Tiruan, hingga metode *Adaptive Neuro Fuzzy Interference System* (ANFIS), baik pada taraf simulasi maupun sudah terintegrasi dalam sebuah sistem.

Pengendalian kestabilan attitude berbasis *Fuzzy* sebelumnya telah dikembangkan pada penelitian simulasi sistem pengendalian kestabilan *attitude* pada quadrotor berbasis *fuzzy logic control* (Pradhana, 2014) dan penelitian rancang bangun sistem pengendalian *attitude* pada UAV quadrotor berbasis *Fuzzy-PID* (Masbi, 2015), namun penelitian tersebut dilakukan terhadap UAV tipe *rotary-wing*.

Pada umumnya, sistem UAV masih kurang stabil, dan kestabilan *attitude* (sikap) merupakan hal yang paling penting. *Autonomous* UAV akan secara otomatis menstabilkan *attitude* dari wahana itu sendiri dan terbang menuju ke titik yang diinputkan dari stasiun darat. Pada penelitian ini akan dirancang sebuah metode kendali kestabilan *attitude* pada UAV tipe *fixed-wing* dengan menggunakan gabungan metode *Fuzzy* dan PID (*Proportional Integral Derivative*). Sistem *fuzzy* dimanfaatkan sebagai sistem pengambil keputusan untuk melakukan *tuning* parameter *gain* dari PID secara adaptif, dapat berubah sesuai dengan keadaan wahana ketika sedang terbang di udara. Sehingga melalui penelitian ini diharapkan dapat menciptakan sistem kendali sikap UAV tipe *fixed-wing* yang sangat stabil.

1.2 Rumusan Masalah

Adapun permasalahan yang muncul dari latar belakang tersebut adalah:

1. Bagaimana menjaga stabilitas *attitude* pada UAV tipe *fixed-wing* berbasis *Fuzzy-PID*?
2. Bagaimana performansi dari sistem kontrol kestabilan *attitude* pada UAV tipe *fixed-wing* berbasis *Fuzzy-PID*?

1.3 Tujuan

Tujuan utama dari penelitian ini adalah:

1. Menjaga stabilitas *attitude* UAV tipe *fixed-wing* berbasis *Fuzzy-PID*.

2. Mengetahui performansi dari sistem kendali kestabilan *attitude* UAV tipe *fixed-wing* berbasis Fuzzy-PID.

1.4 Batasan Masalah

Adapun Beberapa batasan masalah pada penelitian ini adalah:

1. *Fuzzy Interference System* pada penelitian ini hanya digunakan untuk melakukan *tuning gain* PID pada pengendalian dari masing-masing *attitude*.
2. Sistem pengendalian yang dirancang hanyalah untuk *attitude roll* dan *pitch* dari UAV dengan asumsi kecepatan konstan pada mode *cruise* dan *loiter*.
3. Gangguan (*disturbance*) pada saat uji kestabilan pada simulasi diasumsikan sebagai gangguan eksternal yang disengaja (tidak termasuk ke dalam model matematis sistem).
4. Sistem kendali *attitude* dirancang untuk implementasi pesawat tanpa awak LAPAN Surveillance 02 (LSU-02).

1.5 Sistematika Laporan

Secara sistematis, penyusunan laporan tugas akhir ini tersusun dalam lima bab dengan penjelasan sebagai berikut:

BAB I Pendahuluan

Bab ini berisi latar belakang, perumusan masalah, tujuan penelitian, batasan masalah, dan sistematika laporan.

BAB II Tinjauan Pustaka

Bab ini berisi mengenai teori-teori penunjang yang terkait dalam penulisan tugas akhir.

BAB III Metodologi Penelitian

Bab ini akan dijelaskan mengenai langkah-langkah yang telah dilakukan dalam penelitian.

BAB IV Analisis Data dan Pembahasan

Bab ini akan ditampilkan data dan analisa hasil simulasi beserta pembahasannya.

BAB V Kesimpulan dan Saran

Bab ini berisi tentang kesimpulan pokok dari seluruh rangkaian penelitian yang telah dilakukan dan saran yang dapat dijadikan sebagai pengembangan penelitian selanjutnya.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Tanpa Awak

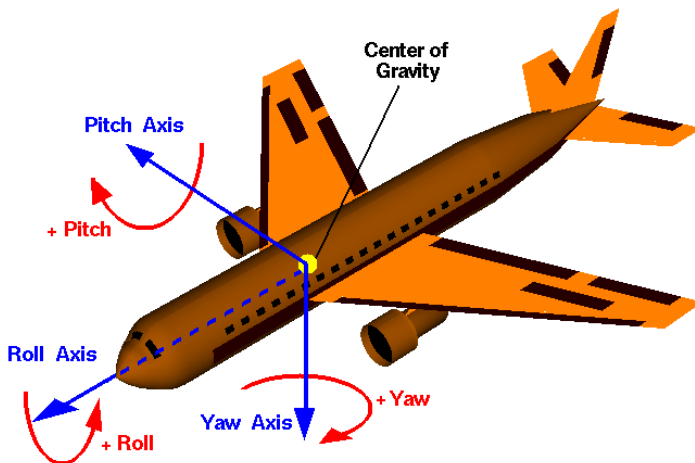
Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan sistem tanpa awak (*Unmanned System*), yaitu sistem berbasis elektro-mekanik yang dapat melakukan misi-misi terprogram dengan karakteristik: (i) tanpa awak pesawat, (ii) beroperasi pada mode mandiri baik secara penuh atau sebagian, (iii) sistem ini dirancang untuk dapat dipergunakan secara berulang. Salah satu contoh implementasi dari UAV ditunjukkan pada Gambar 2.1. Kontrol pesawat tanpa awak ada dua variasi utama. Variasi pertama, yaitu dikontrol melalui pengendali jarak jauh dan variasi kedua adalah pesawat yang terbang secara mandiri berdasarkan program yang dimasukkan ke dalam pesawat sebelum terbang.



Gambar 2.1 AeroTerrascan 410 Malinau (AeroTerrascan, 2015).

UAV dapat dibedakan menjadi dua kategori berdasarkan berdasarkan tipe sayap yang digunakan sebagai pengendali *attitude*, yaitu tipe sayap tetap (*fixed-wing*) dan tipe *rotary-*

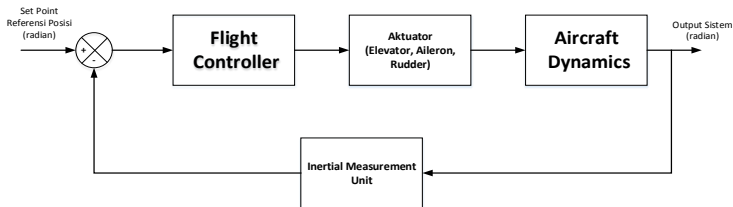
wing. UAV dengan tipe sayap tetap (*fixed-wing*) terdiri atas sebuah sayap tegar yang memiliki *airfoil* tetap yang mampu menerbangkan wahana dengan gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap, sehingga kendali *attitude* dilakukan dengan mengubah sudut *flaps* yang terdapat pada setiap sayap wahana. Sementara pada UAV dengan tipe *rotary-wing*, gaya angkat pada wahana murni dihasilkan oleh dorongan yang diberikan melalui putaran propeller motor terhadap darat (*ground*), sehingga kendali *attitude* dilakukan dengan mengubah kecepatan putaran dari masing-masing motor untuk melakukan manuver maupun menjaga kestabilan (Luo, Chao, Di, & Chen, 2011).



Gambar 2.2 Sumbu Putar pada UAV tipe *Fixed-Wing*.

Secara umum, terlihat pada Gambar 2.2 bahwa, UAV tipe *fixed-wing* memiliki gerak rotasi terhadap tiga buah sumbu putar yang ada pada dirinya, yaitu sumbu longitudinal, sumbu lateral, dan sumbu vertikal. Titik pertemuan antara sumbu longitudinal, sumbu lateral dan sumbu vertikal disebut dengan *Center of Gravity* (CG). Kendali permukaan *aileron flap*

berada pada kedua sayap menghasilkan gerakan *roll* terhadap sumbu longitudinal, *elevator flap* berada pada ekor horizontal (*horizontal stabilizer*) menghasilkan gerak *pitch* terhadap sumbu lateral dan *rudder flap* pada ekor vertikal (*vertical stabilizer*) menghasilkan gerak *yaw* terhadap sumbu vertikal.



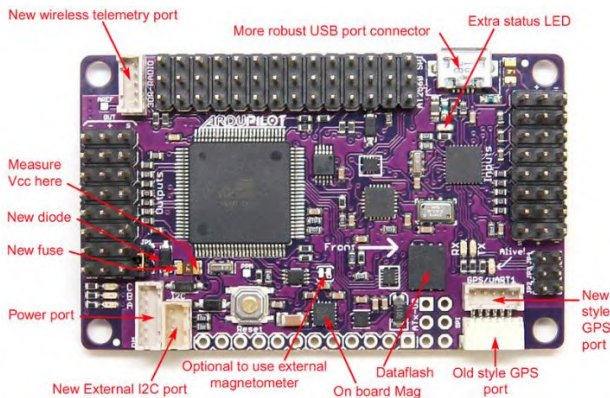
Gambar 2.3 Diagram Blok Sistem Pengendalian *Fixed-Wing* UAV.

Ketiga kendali permukaan masing-masing dikendalikan dengan motor servo yang terhubung langsung secara elektronik dengan platform *flight controller*, yaitu pada umumnya ArduPilot Mega 2.6 ataupun platform lainnya yang berfungsi sebagai elemen kendali sistem. Diagram blok sistem pengendalian pada Gambar 2.3 menunjukkan bahwa *Motor servo* yang berfungsi sebagai aktuator mendapat sinyal elektrik dari *controller* untuk melakukan gerak rotasi yang memicu pergerakan *flap* dari masing-masing kendali permukaan. Selain untuk mengendalikan *motor servo*, *flight controller* juga berfungsi sebagai pengendali kecepatan *motor* DC yang berfungsi sebagai aktuator untuk menghasilkan gaya dorong (*thrust*) pada UAV yang sebelumnya terhubung dengan sebuah *electronic speed controller* (Masbi, 2015).

Sebuah UAV terdiri dari beberapa komponen penting yang menunjang agar UAV tersebut dapat terbang dan beroperasi. Beberapa komponen tersebut adalah sebagai berikut:

2.1.1 Flight Controller

Flight Controller merupakan perangkat pengendali yang dirancang khusus untuk mengendalikan sebuah wahana yang bergerak dengan media dinamis. Pada umumnya sistem *fixed wing* UAV menggunakan platform ArduPilot Mega 2.6. Pada Gambar 2.4 terlihat bahwa APM 2.6 merupakan sebuah platform yang terdiri atas IMU (*Inertial Measurement Unit*) yang terintegrasi dengan sebuah mikrokontroler. Mikrokontroler sendiri adalah suatu *integrated circuit* (IC) yang pada umumnya digunakan untuk mengontrol alat tertentu misalnya sistem kontrol mobil atau sistem permesinan serta lain sebagainya. Berbeda dengan mikroprosesor yang pada umumnya di gunakan pada PC (*Personal Computer*) yang hanya digunakan untuk memproses suatu data input yang di berikan sesuai dengan namanya yaitu mikroprosesor. Mikrokontroler dirancang untuk digunakan pada suatu alat, sistem elektronik maupun mekanik, dan telah mempunyai memori, *clock*, *I/O port*, dan lain sebagainya dalam satu sistem yaitu MinSis (*Minimum System*) berbeda dengan mikroprosesor yang membutuhkan tambahan komponen lain agar suatu sistem komputer tersebut dapat beroperasi sesuai dengan yang kita inginkan.



Gambar 2.4 ArduPilot Mega 2.6 Board.

Platform APM 2.6 sendiri merupakan perangkat *flight controller* yang sudah dilengkapi dengan sensor-sensor yang dibutuhkan guna mengendalikan sudut putar *motor servo* dan kecepatan *motor DC* sedemikian rupa yang berakibat pada orientasi *roll*, *pitch* dan *yaw* serta ketinggian UAV tersebut stabil.

2.1.2 Inertial Measurement Unit (IMU)

Inertial Measurement Unit (IMU) merupakan sebuah perangkat yang berfungsi sebagai sensor untuk mendeteksi ketinggian wahana, posisi *fuselage* UAV relatif terhadap *centre of gravity* dan percepatan wahana. Sensor yang terdapat dalam perangkat IMU antara lain:

a.) 3-axis Accelerometer

Accelerometer adalah suatu alat yang digunakan untuk mengukur percepatan dan getaran. Percepatan disini tidak harus perubahan kecepatan, namun di sini percepatan yang dialami oleh beban dari benda yang ada pada *accelerometer* tersebut. Misalnya disini adalah apabila *accelerometer* diletakan pada permukaan subjek, maka *accelerometer* akan mendeteksi percepatan gravitasi yang di alami benda tersebut yaitu sebesar G ($9,81 \text{ m/s}^2$) dengan arah ke atas, karena gaya beban mengarah ke bawah. Jenis dari *accelerometer* yaitu *single-axis* dan *multi-axis* dan dapat mengukur nilai serta arah dari percepatan tersebut.



Gambar 2.5 Sensor *Accelerometer* (Masbi, 2015).

b.) *3-axis Gyroscope*

Sensor *Gyroscope* adalah suatu alat untuk mengukur orientasi UAV, berdasarkan momen angular dari benda tersebut. *Output* yang dihasilkan oleh *gyroscope* berupa kecepatan sudut pada sumbu x (ϕ), sumbu y (θ), dan sumbu z (ψ). *Gyroscope* berfungsi untuk mempertahankan orientasi dari wahana untuk menjaga kestabilan wahana.



Gambar 2.6 Sensor *Gyroscope* (Masbi, 2015).

c.) *Barometric Pressure Sensor*

Sensor barometer merupakan perangkat yang dimanfaatkan untuk mengetahui ketinggian dari wahana. Prinsip dasarnya adalah dengan memanfaatkan perubahan tekanan udara untuk kemudian dikonversi menjadi ketinggian.



Gambar 2.7 Barometric Pressure Sensor (Masbi, 2015).

2.1.3 Sistem Propulsi

Sistem propulsi dari sebuah *Fixed-wing* UAV pada umumnya merupakan sebuah *brushless* DC *motor* yang dikopel dengan sebuah propeller berbahan plastik ataupun karbon, sistem ini kemudian menghasilkan gaya dorong yang mampu menerbangkan pesawat. Spesifikasi yang harus dipenuhi sistem gerak ini adalah torsi, efisiensi, dan getaran yang ditimbulkan oleh berputarnya *motor* dan *propeller*. *Motor* dengan getaran terlalu besar dapat mengganggu sensor yang bekerja pada wahana. Efisiensi dari motor yang berkaitan dengan durabilitas terbang dari wahana, mengingat sumber daya (baterai) yang digunakan terbatas. *Brushless* DC *motor* merupakan jenis *motor* yang paling cocok untuk implementasi wahana terbang karena memiliki beberapa kelebihan antara lain efisiensi yang cukup tinggi, kecepatan dan torsi yang tinggi, respons dinamis yang tinggi dan masa operasi yang panjang (Prach, 2009).

Keunggulan dari *brushless* DC *motor* adalah sebagai berikut:

1. Kecepatan putaran *motor* dapat diatur oleh mikrokontroler sehingga dapat menjaga efisiensi dari *brushless motor*.
2. Tidak adanya *storing/electrical noise*.
3. Tidak menggunakan *brushes* yang dapat rusak seiring bertambahnya usia pemakaian *motor*.
4. Dengan posisi *electromagnets* di bagian *stator*, maka pendinginan motor menjadi lebih mudah.



Gambar 2.8 *Brushless* DC *Motor* (Masbi, 2015).

Propeller adalah suatu alat gerak yang berbentuk baling-baling dan digunakan untuk menggerakkan pesawat. Baling-baling ini menghasilkan tenaga dengan cara mengubah gaya putar dari baling-baling menjadi daya dorong untuk menggerakkan badan pesawat dengan perantara udara, dengan memutar bilah-bilah yang bersumbu pada poros.



Gambar 2.9 *Propeller* (Masbi, 2015).

2.1.4Aktuator

Aktuator yang digunakan pada sistem *fixed-wing* UAV adalah *motor servo*. *Motor servo* adalah sebuah perangkat atau aktuator putar (*motor*) yang dirancang dengan sistem kontrol umpan balik tertutup, sehingga dapat *disetup* atau diatur untuk menentukan dan memastikan posisi sudut dari poros *output motor*. *Motor servo* merupakan perangkat yang terdiri dari *motor* DC, serangkaian *gear*, rangkaian kontrol dan potensiometer. Serangkaian *gear* yang melekat pada poros *motor* DC akan memperlambat putaran poros dan meningkatkan torsi *motor servo*, sedangkan potensiometer dengan perubahan resistansinya saat *motor* berputar berfungsi sebagai penentu batas posisi putaran poros *motor servo*. Pada sistem *fixed-wing* UAV, *motor servo* digunakan sebagai aktuator untuk mengubah gerak rotasi dari sistem (*roll*, *pitch*, *yaw*) melalui *flaps* yang terletak pada *aileron*, *elevator* dan *rudder*.



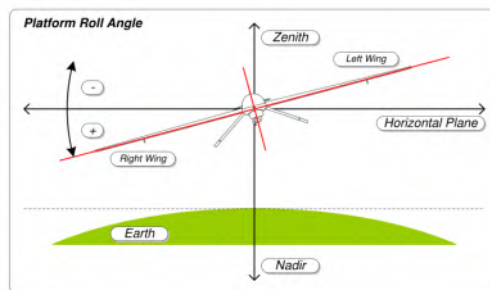
Gambar 2.10 Servo Motor (Masbi, 2015).

2.2 Dinamika Pesawat Tanpa Awak

Pesawat tanpa awak pada dasarnya bergerak dengan 6 derajat kebebasan dimana tiga derajat translasi menggambarkan pergerakan dari *center of gravity* dan tiga derajat rotasi mendeskripsikan orientasi dari wahana terhadap pusat massa.

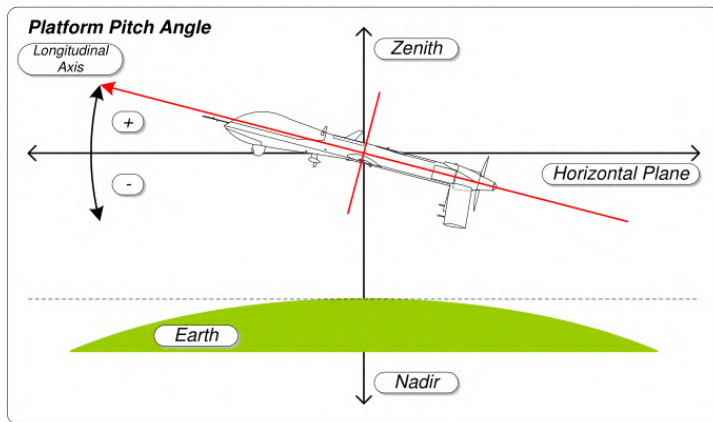
- **Attitude pada Pesawat Tanpa Awak**

Attitude merupakan variabel-variabel yang mendeskripsikan pergerakan tiga derajat rotasi dari pesawat tanpa awak terhadap pusat massa. *Attitude* terdiri atas *roll* (ϕ), *pitch* (θ) dan *yaw* (ψ). Gambar 2.11, Gambar 2.12 dan Gambar 2.13 masing-masing menunjukkan pergerakan *attitude roll*, *pitch*, dan *yaw* relatif terhadap sumbu geraknya.



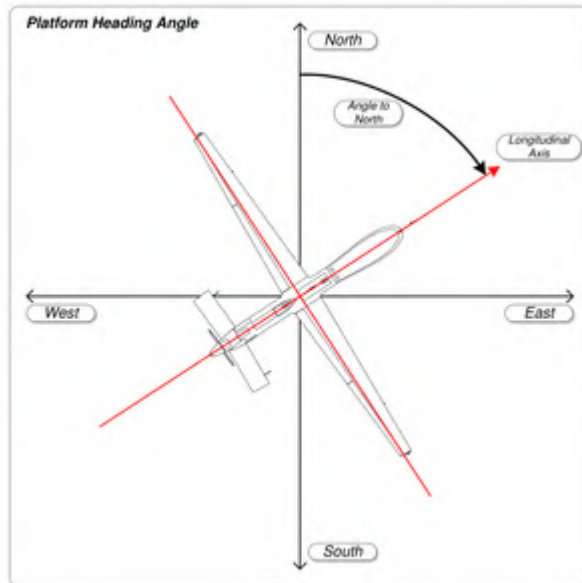
Gambar 2.11 Gerak pada Attitude Roll (ϕ)

Sudut *roll* (ϕ) pada pesawat tanpa awak, seperti terlihat pada Gambar 2.11 merupakan besarnya sudut yang terbentuk pada badan pesawat relatif terhadap pusat massa sebagai akibat dari pergerakan kearah sumbu horizontal. Untuk menghindari terjadinya efek *bank angle*, yaitu keadaan dimana pesawat kehilangan kecepatan kearah sumbu horizontal yang dapat menyebabkan hilangnya keseimbangan pesawat, maka *sudut roll* sangat penting untuk dikendalikan.



Gambar 2.12 Gerak pada Attitude Pitch (θ)

Pergerakan pesawat tanpa awak relatif terhadap pusat massa kearah sumbu longitudinal, seperti terlihat pada Gambar 2.12, menyebabkan terbentuknya sudut *pitch* (θ). Sudut *pitch* sangat penting untuk dikendalikan karena apabila sudut *pitch* pada pesawat lebih besar daripada sudut serang (α), maka pesawat akan mengalami *stall* dan akan kehilangan *thrust* dalam tempo waktu yang sangat cepat.



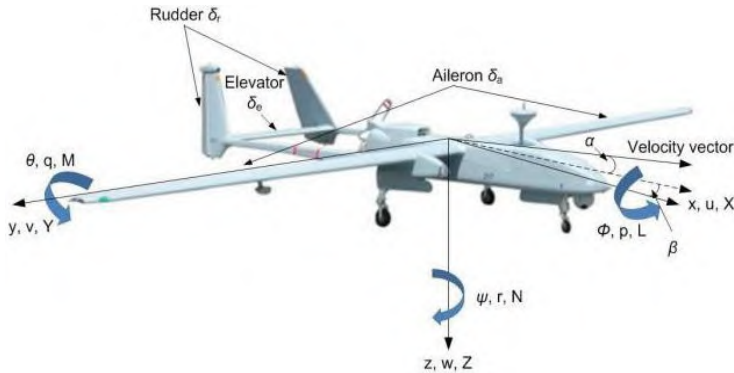
Gambar 2.13 Gerak pada Attitude Yaw (ψ)

Sudut *heading* atau sudut yaw (ψ) didefinisikan sebagai sudut yang terbentuk pada badan pesawat relatif terhadap pusat massa sebagai akibat dari pergerakan ke arah sumbu lateral. Pergerakan sarah sumbu lateral, seperti terlihat pada Gambar 2.13, menyebabkan terbentuknya sudut yang dapat merubah *heading* pesawat untuk menuju *waypoint* yang sesuai dengan rute terbang. (McLean, 1990)

- **Pemodelan Gerak 6-DOF Newton-Euler**

Persamaan non-linier pada gerak UAV didapatkan dengan mengaplikasikan hukum newton kedua dan hukum konservasi momentum linier. Persamaan dituliskan dalam sistem sumbu *body-fixed*, $X_b Y_b Z_b$ yang bergerak pada UAV dan terdapat pada pusat massa UAV. Wahana diasumsikan sebagai rigid *body* dengan 6 derajat kebebasan. Tiga derajat translasi

menggambarkan pergerakan dari pusat massa dan tiga derajat *attitude* menggambarkan orientasi dari wahana. (McLean, 1990)



Gambar 2.14 Dinamika Gerak pada UAV (Sufendi, Trilaksono, Nasution, & Purwanto, 2013).

Persamaan gaya skalar pada pergerakan UAV dengan sistem sumbu *body-fixed*:

Gaya *pitch* pada sumbu X :

$$m(\dot{u} - rv + qw) = -mg \sin \theta + X \quad (2.1)$$

Gaya pada sumbu Y :

$$m(\dot{w} - ru + pw) = -mg \cos \theta \sin \phi + Y \quad (2.2)$$

Gaya pada sumbu Z :

$$m(\dot{w} - qu + pv) = -mg \cos \phi \cos \theta + Z \quad (2.3)$$

Persamaan momen skalar pada pergerakan UAV dengan sistem sumbu *body-fixed*:

Momen *roll* pada X_b :

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})qr = L \quad (2.4)$$

Momen *pitch* pada Y_b :

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M \quad (2.5)$$

Momen *yaw* pada Z_b :

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr = N \quad (2.6)$$

Persamaan kinematik pada pergerakan UAV dengan sistem sumbu *body-fixed*:

Roll rate pada X_b :

$$p = \dot{\phi} - \psi \sin \theta \quad (2.7)$$

Pitch rate pada Y_b :

$$q = \dot{\theta} \cos \phi - \psi \cos \theta \sin \phi \quad (2.8)$$

Yaw rate pada Z_b :

$$r = \psi \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (2.9)$$

2.3 PID (*Proportional Integral Derivative*)

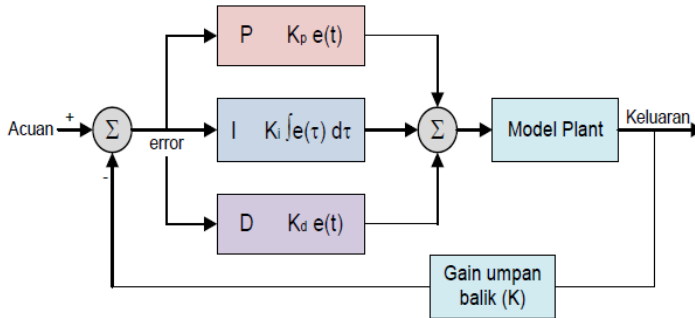
Pengendali PID merupakan metode paling umum dari sebuah sistem pengendalian dengan umpan balik (*feedback*). Pada proses pengendalian saat ini, lebih dari 95% pengendalian pada *loop* menggunakan metode PID, kebanyakan *loop* menggunakan pengendalian mode PI. Pengendali PID saat ini dapat ditemukan di hampir segala area yang membutuhkan sistem kendali, termasuk pada sistem UAV. Kendali PID pada umumnya tergabung ke dalam logika, fungsi sekuensial, selektor, dan fungsi blok sederhana untuk membangun sistem otomasi kompleks yang digunakan untuk produksi energi, transportasi, dan manufaktur. Kendali PID biasanya digunakan pada level terendah, dengan pengendali multivariabel memberikan set point kepada pengendali pada level di bawahnya.

Algoritma dari PID dapat dideskripsikan pada persamaan berikut:

$$u(t) = K \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (2.10)$$

dengan y adalah variabel proses terukur, r adalah variabel referensi, u adalah sinyal kendali dan e adalah *error* kendali ($e = y_{sp} - y$). Variabel referensi juga sering disebut dengan *set point*. Sinyal kendali adalah penjumlahan total dari tiga term: P-term (proporsional terhadap *error*) I-term

(proporsional terhadap integral dari *error*), dan *D-term* (proporsional terhadap derivatif dari *error*). Parameter pengendalinya adalah Proportional gain K_p , waktu Integral T_i , dan waktu *Derivative* T_d (Astrom, 2002).



Gambar 2.15 Diagram Blok Sistem Kontrol PID (Purwanto, Nasution, & Supendi, 2012).

Aspek yang sangat penting dalam desain pengendali PID adalah penentuan parameter pengendali PID agar sistem *loop* tertutup yang dikendalikan memenuhi kriteria performansi yang diinginkan. Hal ini disebut dengan *tuning* parameter pengendali. Terdapat beberapa metode yang dapat digunakan untuk melakukan *tuning* PID, diantaranya adalah metode Ziegler-Nichols, Root Locus dan lain sebagainya. *Tuning* PID merupakan hal yang sangat esensial karena nilai dari parameter masing-masing K_p , T_i , T_d akan berpengaruh pada respon sistem. Pengaruh perubahan masing-masing parameter PID terhadap respon sistem ditunjukkan pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Pengaruh perubahan parameter PID terhadap respon sistem (Masbi, 2015).

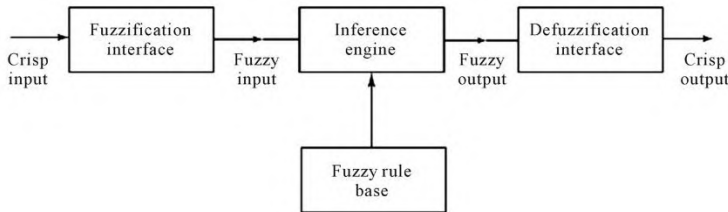
<i>Coefficient</i>	<i>Role</i>	<i>Large Initialization</i>	<i>Small Initialization</i>
Proportional (K_p)	Acceleration, Stability	Stability reduction	Permanent fault, Slower response
Integral (K_i)	Reduction of permanent fault	Stability reduction, Prolongation of the oscillatory response	Slower return to permanent response
Derivative (K_d)	Increase the stability, Reduction in oscillation range	Increase the stability, Turbulence amplification	Failure to gaining advantages

2.4 Sistem Fuzzy

Logika *fuzzy* dapat dikonseptualisasikan sebagai generalisasi dari logika klasik untuk menentukan keputusan berbasis sebab dan akibat (*if-then*). Dengan menggunakan logika *fuzzy*, tidak diperlukan model matematis untuk mengetahui karakteristik sistem. Dari pernyataan tersebut, metode ini memiliki beberapa kelebihan diantaranya arsitektur yang lebih sederhana dibandingkan dengan metode lainnya, kekokohan sistem (*robustness*), performansi yang lebih baik, dan lain-lain. Melihat sistem pada UAV yang bersifat non-linear pada setiap parameter *attitude* (*roll*, *pitch*, *yaw*), logika *fuzzy* merupakan metode yang cocok untuk menerapkan algoritma *tuning* PID pada UAV secara otomatis (Zhao, Tomizuka, & Isaka, 1993).

Fuzzy Inference System (FIS) merupakan pemetaan input data vektor secara *non-linear* menjadi sebuah *output* skalar menggunakan *fuzzy rules*. Proses pemetaan tersebut melibatkan fungsi keanggotaan dari *input/output*, operator

logika fuzzy, *fuzzy rules (if-then)*, agregasi dari *set output*, dan defuzzifikasi. FIS terdiri atas empat komponen, yaitu *fuzzifier*, *inference engine*, *rule base*, *defuzzifier*. Rule base terdiri atas aturan linguistik yang berasal dari pakar. Ketika rules sudah ditetapkan, FIS dapat didefinisikan sebagai sistem yang memetakan input vektor menjadi output vektor.



Gambar 2.16 Arsitektur Sistem Fuzzy.

2.4.1 Fuzzifier

Dalam logika fuzzy, masukan dari keluaran sistem akan dinyatakan dalam fungsi keanggotaan. Fungsi keanggotaan merupakan suatu *range* nilai yang dapat merepresentasikan bentuk masukan atau keluaran sistem. Dalam proses fuzzifikasi ini masukan fuzzy akan diubah menjadi variabel linguistik yang akan diolah dalam *inference engine* (Zhao, Tomizuka, & Isaka, 1993). Fungsi keanggotaan juga didefinisikan sebagai sebuah kurva untuk memetakan masukan ke derajat keanggotaan fuzzy yang memiliki beberapa bentuk fungsi, diantaranya:

- Fungsi Gaussian

$$\mu_A(u) = \exp \left[-\frac{(u-x)^2}{2\sigma^2} \right] \quad (2.11)$$

- Fungsi Segitiga

$$\mu_A(u) = 1 - \frac{\sqrt{(u-a)^2}}{b} \quad (2.12)$$

- Fungsi Trapesium

$$\mu_A(u) = \begin{cases} 1 & \dots \dots \dots; 0 \geq (u - a) \leq \frac{b}{a} \\ 2 - 2 \frac{\sqrt{(u-a)^2}}{b} & \dots; \frac{b}{a} \leq (u - a) \leq b \end{cases} \quad (2.13)$$

2.4.2 Inference Engine dan Rule Base

Masukan sistem yang telah melalui proses fuzzifikasi akan diolah dalam sebuah *inference engine*. Di dalam *inference* terdapat aturan-aturan (*rule base*) yang menggunakan metode *fuzzy Mamdani*. *Fuzzy mamdani* merupakan jenis fuzzy yang memiliki masukan dan keluaran berupa numerik. Masukan numerik tersebut akan diolah oleh *inference engine* untuk menghasilkan keluaran *fuzzy* dengan komposisi *if-then* yang ada di dalam *rule base*.

2.4.3 Defuzzifier

Pada proses defuzzifikasi, variabel linguistik yang merupakan keluaran dari *inference engine* dirubah menjadi variabel numerik sesuai dengan fungsi keanggotaan keluaran sistem *fuzzy* tersebut. Angka numerik yang dihasilkan merupakan keluaran dari sistem *fuzzy*. Ada lima metode dalam *defuzzifikasi*, yaitu metode max, metode titik tengah, metode rata-rata, metode penjumlahan titik tengah, dan metode titik tengah terbesar.

Halaman ini sengaja dikosongkan.

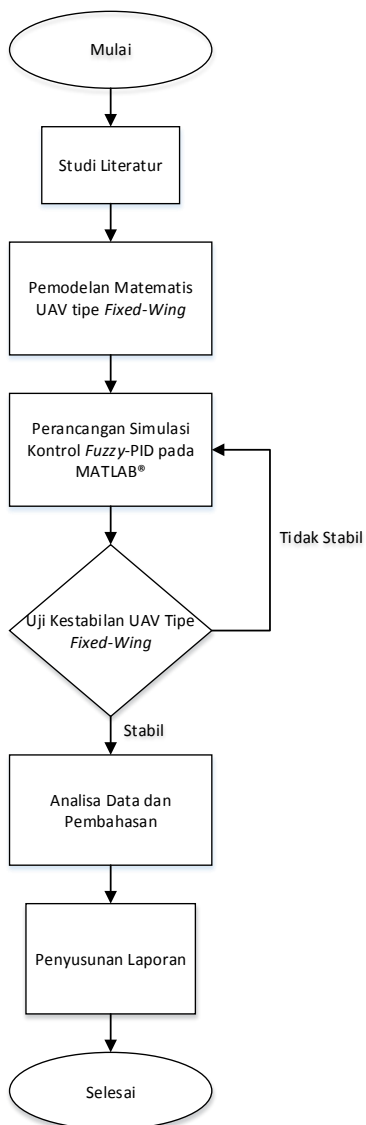
BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Alur Penelitian

Pada penelitian ini dilakukan simulasi mengenai sistem pengendalian UAV tipe *fixed-wing* menggunakan *Fuzzy Inference System*-PID pada *software* MATLAB®. Terdapat dua *input* yang digunakan pada *Fuzzy Inference System*, yaitu *error* dan *delta error*, sementara *output* yang dihasilkan yaitu tiga *parameter* PID, K_p , K_i dan K_d . *Error* merupakan selisih antara *output* yang dihasilkan dengan *set point*, sementara *delta error* merupakan selisih dari setiap *error* yang terjadi.

Kedua *input error* dan *delta error* berpengaruh terhadap *gain* PID, dimana setiap *parameter* PID tersebut nantinya akan berpengaruh terhadap performa dari UAV yang dikendalikan. Misalnya, apabila *error* yang dihasilkan cukup besar dan *delta error* tidak begitu tinggi, maka *gain* PID akan *dituning* sedemikian rupa agar sistem UAV dapat stabil kembali dan sistem pengendalian dengan performa yang baik dapat tercapai. Semakin minimal *settling time* dan *overshoot* dari respon, maka performa sistem kendali semakin baik.

Agar mendapatkan hasil yang optimal, maka sebelum penelitian ini dimulai, dilakukan terlebih dahulu studi literatur mengenai pengendalian UAV dengan *Fuzzy Inference System* sebagai sistem *self tuning gain* PID pada *kontroller* yang digunakan. Setelah itu mencari spesifikasi, pemodelan dinamika dan pemodelan persamaan keadaan pesawat UAV tipe *fixed-wing* sebagai acuan perancangan pengendalian UAV. Lalu merancang sistem kontrol *Fuzzy*-PID berdasarkan pemodelan matematis yang telah di dapatkan sebelumnya. Uji kinerja sistem pengendalian UAV tipe *fixed-wing* diperlukan untuk mengetahui apakah sistem pengendalian yang telah dirancang telah berhasil agar UAV dapat melakukan beroperasi dengan stabil pada *trajectory* tertentu. Untuk alur selengkapanya dapat di lihat pada diagram alir yang ditunjukkan Gambar 3.1.



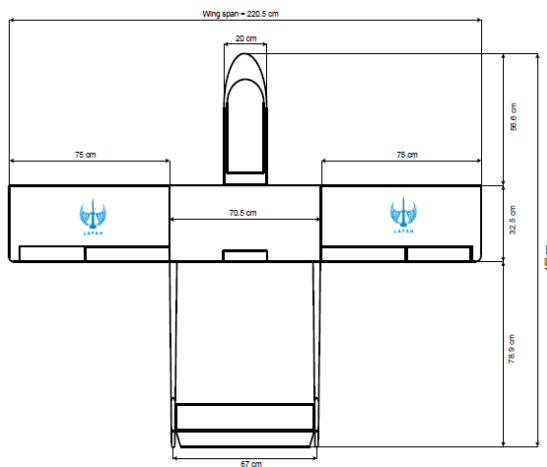
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian.

3.2 Spesifikasi Fixed-Wing UAV

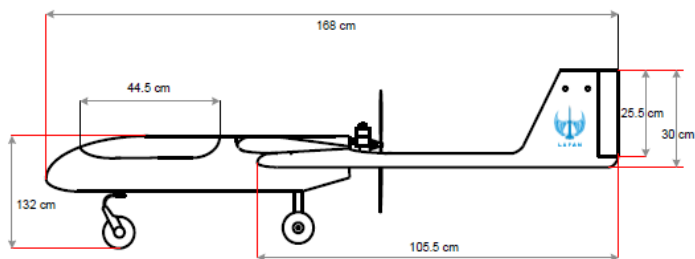
UAV yang digunakan dalam penelitian ini adalah LAPAN *Surveillance 02* (LSU-02) milik Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN). Gambaran dimensi lengkap dan spesifikasi teknis dari LSU-02 ditunjukkan pada Gambar 3.2 dan Tabel 3.1. (Purwanto, Lie, & Nasution, 2013)



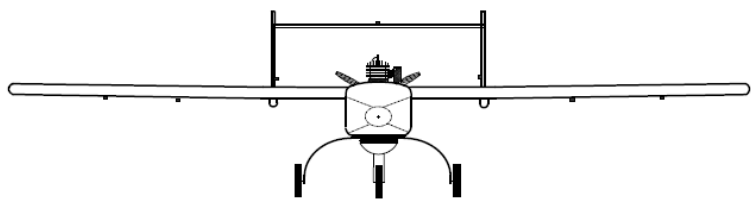
(a) Wujud LSU-02



(b) Tampak Atas UAV



(c) Tampak Samping UAV



(d) Tampak Depan UAV

Gambar 3.2 Gambaran dan Dimensi LSU-02.

Tabel 3.1 Spesifikasi Teknis LSU-02.

Simbol	Nama	Besaran	Keterangan
<i>m</i>	Total berat pesawat	9.275 – 9.49 <i>kg</i>	Total massa pesawat termasuk muatan kendali dan bahan bakar penuh
	Ekor horizontal	0.253 <i>kg</i>	
	Ekor vertikal	0.388 <i>kg</i>	
	Sayap	2.318 <i>kg</i>	
	Body + tangkai ekor	5.387 <i>kg</i>	-
	Berat muatan yang ada	0.619 <i>kg</i>	
	Landing gear	0.3 <i>kg</i>	

Tabel 3.1 (Lanjutan).

Simbol	Nama	Besaran	Keterangan
m_1	Berat Muatan	3.0 kg	Berat total muatan yang dibawa pesawat
V	Kecepatan	26 m/s	Kecepatan translasi pesawat (kecepatan <i>cruise</i>)
\bar{c}	Panjang chord aerodinamik rata-rata	32.5 cm	Lebar sayap (chord)
S	Luas permukaan sayap	7166.25 cm^2	Luas total permukaan sayap
L	<i>Overall length</i>	160 cm	Panjang total pesawat
b	<i>Wing span</i>	220.5 cm	Panjang sayap
g	Percepatan gravitasi	9.8 m/s^2	-
T	<i>Thrust</i> mesin	3.7 HP	Daya dorong mesin
t	<i>Endurance</i>	90 menit	Lama terbang
-	Ketinggian terbang rata-rata	120 meter	Ketinggian pada saat terbang lurus (<i>cruise</i>)

3.3 Pemodelan Sistem Fixed-Wing UAV

Model dinamika terbang yang dimaksud dalam bentuk persamaan keadaan (*state space*). Ekspresi persamaan keadaan dalam matriks longitudinal dan lateral secara umum berbentuk:

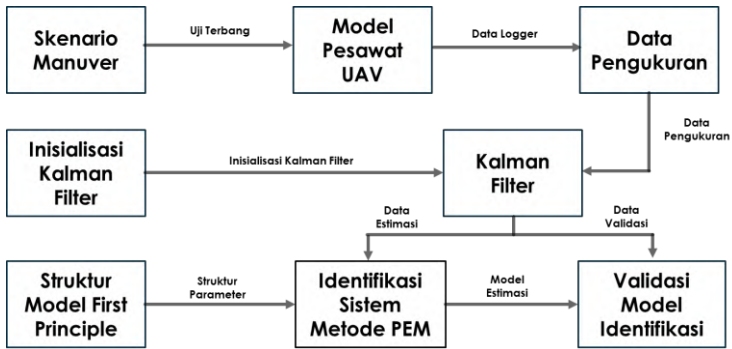
$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.1)$$

dengan $x \in R^n$ vektor keadaan dan $u \in R^m$ vektor kontrol, matriks A ($n \times n$) adalah matriks keadaan, dan B ($n \times m$) adalah matriks input (*driving*).

Persamaan keluaran tergantung pada vektor keadaan dan kadang-kadang vektor kontrol. Secara umum persamaan keluaran berbentuk:

$$y = Cx + Du \quad (3.2)$$

dengan vektor keluaran $y \in R^p$ dengan elemen berupa variabel keluaran. Matrik C ($p \times n$) adalah matrik keluaran, matrik D ($p \times m$) adalah matrik *direct*.



Gambar 3.3 Skema Pemodelan *State-Space* LSU-02 (Purwanto, Lie, & Nasution, 2013).

Model dinamika terbang dengan pendekatan first principle untuk perancangan sistem kendali terbang otomatis (*autonomous*), sehingga dimungkinkan pesawat memiliki kriteria kestabilan dan pengendalian selama menjalankan misinya. Nilai parameter kondisi dan konfigurasi terbang pada Tabel 3.2.

Berdasarkan spesifikasi pesawat dan data pada Tabel 3.2 dan Tabel 3.3, diprediksi nilai parameter aerodinamik seperti pada Tabel 3.4.

Tabel 3.2 Kondisi Terbang LSU-02.

Parameter	Nilai	Satuan
Kecepatan terbang rata-rata	26	[m/s]
Sudut serang	2	[$derajat$]
Ketinggian jelajah	120	[m]

Tabel 3.3 Konfigurasi Terbang LSU-02.

Parameter	Nilai	Satuan
MTOW	9.4	[kg]
Posisi C.G		[$\% mac$]
Engine Power	3.7	[HP]
Diameter Propeller	20	[$inch$]

Tabel 3.4 Karakteristik Aerodinamik dan Turunan Kestabilan.

Parameter	Nilai	Satuan	Keterangan
C_{xu}	-0.12248	[$-$]	Koefisien gaya ke sumbu x
C_{zu}	-0.62	[$-$]	Koefisien gaya ke sumbu z
C_{mu}	0	[$per rad$]	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat
C_{mq}	-7.976	[$per rad/s$]	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat dengan <i>pitch</i> rata-rata

Tabel 3.4 (Lanjutan).

Parameter	Nilai	Satuan	Keterangan
C_{mde}	-0.733	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat dengan defleksi sudut <i>elevator</i>
C_{yp}	0.02888	$[per\ rad]$	Koefisien gaya samping pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{np}	-0.02589	$[per\ rad]$	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{lp}	-0.4722	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{nr}	-0.02589	$[per\ rad/s]$	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata

Tabel 3.4 (Lanjutan).

Parameter	Nilai	Satuan	Keterangan
C_{nr}	-0.1487	$[per \ rad/s]$	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata
C_{tr}	0.09015	$[per \ rad/s]$	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata

Dari Tabel 3.4 terlihat bahwa nilai C_{mq} , C_{nr} , dan C_{lp} berharga negatif, hal ini menunjukkan bahwa UAV bersifat stabil statik.

3.3.1 Persamaan Gerak Matra Longitudinal

Permasalahan yang diperhatikan terkait dengan gerak wahana dalam matra longitudinal adalah sudut *pitch* dikontrol dengan defleksi elevator (δ_e) dan perubahan thrust motor (δ_{th}), sudut serang (α), kecepatan (w), sehingga vektor keadaan didefinisikan berbentuk:

$$x \cong \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \\ \dot{h} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$u = [\delta_e] \quad (3.4)$$

Pada akhirnya diperoleh persamaan keadaan $\dot{x} = Ax + Bu$, dengan matriks A dan B masing-masing adalah:

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma_0 & 0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \gamma_0 & 0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & \tilde{M}_\delta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Persamaan keluaran pada gerak longitudinal berbentuk:

$$y = Cx = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{U_0} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Persamaan keadaan dalam matriks longitudinal adalah sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_\alpha & x_\theta & 0 \\ z_u & z_\alpha & z_\theta & z_q \\ 0 & 0 & 0 & V/c \\ m_u & m_\alpha & m_\theta & m_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{\delta_e} \\ z_{\delta_e} \\ 0 \\ m_{\delta_e} \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (3.7)$$

Untuk mendapatkan nilai parameter dinamika terbang UAV digunakan *grey box system identification* dengan cara memberi masukan (*input*) ke sistem dan mengamati keluaran (*output*). Langkah-langkah identifikasi parameter UAV, meliputi: penurunan persamaan gerak, uji sistem, *filtering noise* dengan *filter Kalman* dan estimasi persamaan keadaan. Estimasi persamaan keadaan menggunakan *Predicted Error Method* (PEM) didasarkan pada hasil *first principle* dan divalidasi dengan mengamati keluaran terhadap masukan yang diberikan. Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan oleh Pustekbang LAPAN (Purwanto, Nasution, & Supendi, 2012),

maka didapatkan hasil estimasi persamaan keadaan berdasarkan grafik keluaran pada matra longitudinal dengan tingkat kecocokan sebesar 99% adalah:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1527 & 0.1089 & -0.40 & 0 \\ 0.6989 & -5.790 & -0.010 & 1.01 \\ 0 & 0 & 0 & 0.997 \\ 1.465 & -25.20 & 0.0301 & -6.110 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.001 \\ -0.4362 \\ 0 \\ -60.01 \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (3.8)$$

Pada matra longitudinal, variabel yang dikendalikan adalah *pitch angle* (θ) dan input sistem adalah defleksi *elevator* (δ_e). Fungsi transfer dari sistem pada matra longitudinal adalah

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{58.92s^2 + 378.6s + 60.48}{s^4 + 12.35s^3 + 63.28s^2 + 9.604s + 10.35} \quad (3.9)$$

3.3.2 Persamaan Gerak Matra Lateral Direksional

Untuk gerak lateral didefinisikan vektor kontrol sebagai:

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Dengan demikian persamaan keadaan dengan matriks A dan B berbentuk:

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & -g \cos \gamma_0 \\ L'_v & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_v & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \gamma_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R}^* \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Jika pesawat terbang lurus pada *wing level* tanpa *climbing* dan tanpa *driving* maka $\gamma_0 = 0$. Jadi variasi elemen matrik A tergantung pada γ_0 , dalam hal ini diambil nilai 0 (nol) untuk elemen $\sin \gamma_0$ atau $\tan \gamma_0$, dan diambil nilai 1 (satu) untuk elemen $\cos \gamma_0$ atau $\sec \gamma_0$. Sedangkan persamaan keluaran gerak lateral $y = Cx + Du$ diekspresikan dalam bentuk:

$$y = [(Y_v + l_v N'_v - l_z L'_v)(l_x N'_p - l'_z L'_p)(l_x N'_r - l_z L'_r)] + [(l_x N'_{\delta_A} - l_z L'_{\delta_A})(Y_{\delta_R}^* + l_x N'_{\delta_R} - l_z L'_{\delta_R})]u \quad (3.14)$$

Sedangkan hasil estimasi persamaan keadaan pada matrik lateral direksional dengan tingkat kecocokan sebesar 81% adalah:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.6998 & 0.0014 & -1 & 0.3487 \\ -39.543 & -13.007 & 2.356 & 0 \\ 33.052 & -0.1889 & -1.0918 & 0 \\ 0 & 1 & 0.06534 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.07 \\ 96.778 & 6.975 \\ -0.699 & -1.401 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Pada matrik lateral direksional, variabel yang dikendalikan adalah *roll angle* (ϕ) dan inputan sistem adalah defleksi *aileron* (δ_a) dan defleksi *rudder* (δ_r). Fungsi transfer dari sistem pada matrik lateral direksional adalah

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{96.73s^2 + 169.9s + 3243}{s^4 + 14.8s^3 + 57.62s^2 + 460.6s - 22.06} \quad (3.16)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{6.883s^2 + 5.238s + 181.7}{s^4 + 14.8s^3 + 57.62s^2 + 460.6s - 22.06} \quad (3.17)$$

3.4 Pengujian Model Sistem *Fixed-Wing* UAV

Pemodelan sistem dari pesawat LSU-02 diuji dengan melakukan pengujian *root locus* untuk mendapatkan akar-akar karakteristik dari sistem dan pengujian *open loop* untuk mengetahui kualitas kestabilan dari sistem UAV. Pengujian dilakukan menggunakan *software* MATLAB® pada kedua matra.

3.4.1 Uji *Root Locus* Matra Longitudinal

Uji *root locus* dilakukan untuk mengetahui akar-akar karakteristik (*eigen value*) dan letak pole di bidang-s pada matra longitudinal dari sistem UAV. Pengujian dilakukan dengan menggunakan fungsi *rlocus* pada *software* MATLAB®. *Script code* yang digunakan pada pengujian ini adalah sebagai berikut:

```
PitchAngle_Elevator=tf([58.92 378.6 60.48],[1
12.35 63.28 9.604 10.35]);
rlocus(PitchAngle_Elevator)
```

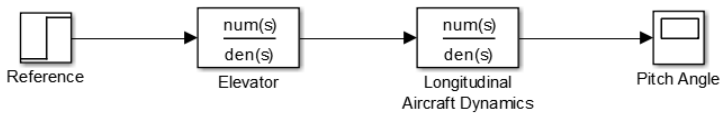
3.4.2 Uji *Root Locus* Matra Lateral Direksional

Pengujian *root locus* pada matra lateral direksional dilakukan terhadap dua fungsi transfer yang berbeda. Hal ini dilakukan karena uji *root locus* hanya dapat dilakukan pada sistem SISO (*Single Input Single Output*) sementara pada matra lateral direksional output sistem *roll angle* (ϕ) dipengaruhi oleh dua *output*, yaitu defleksi *aileron* (δ_a) dan defleksi *rudder* (δ_r). *Script code* yang digunakan pada pengujian ini adalah sebagai berikut:

```
RollAngle_Aileron=tf([96.73 169.9 3243],[1
14.8 57.62 460.6 -22.06]);
RollAngle_Rudder=tf([6.883 5.238 181.7],[1
14.8 57.62 460.6 -22.06]);
rlocus(RollAngle_Aileron)
figure
rlocus(RollAngle_Rudder)
```

3.4.3 Simulasi *Open Loop* Matra Longitudinal

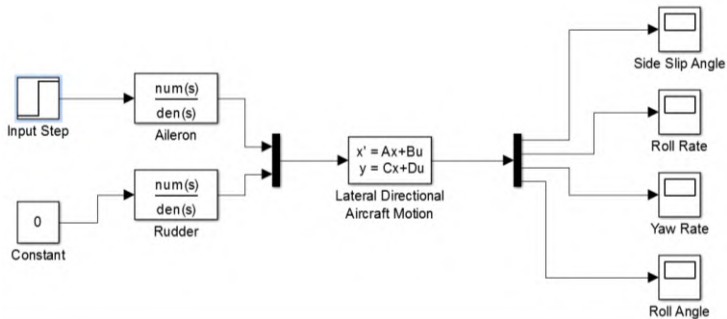
Uji *open loop* pada matra longitudinal dilakukan untuk mengetahui kualitas kestabilan dinamik sistem. Skema uji *open loop* ditunjukkan pada gambar 3.3, yaitu dengan memberikan input step sebesar 0.2 radian. Fungsi transfer dari aktuator dan plant masing-masing diinputkan ke dalam blok *transfer function*. Respon dari *pitch angle* kemudian dianalisa untuk kemudian dilakukan perancangan sistem kendali yang tepat untuk sistem.



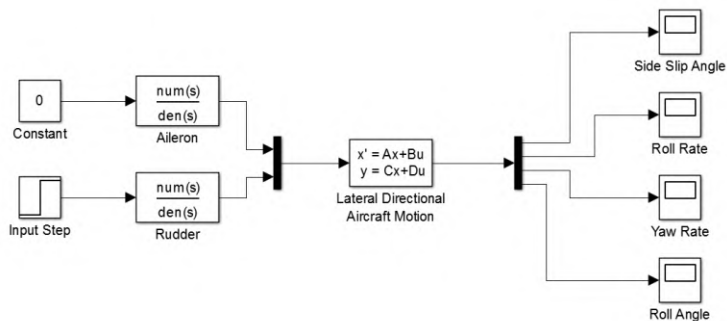
Gambar 3.4 Skema Uji Open Loop pada Matra Longitudinal.

3.4.4 Simulasi *Open Loop* Matra Lateral Direksional

Uji *open loop* pada matra lateral direksional pada prinsipnya sama dengan uji *open loop* pada matra lateral direksional, hanya terdapat perbedaan pada fungsi transfer *plant*. Respon yang dianalisa adalah respon dari *roll angle* dari UAV. Model sistem pada matra lateral direksional dimasukkan pada blok *state-space* karena sistem pada matra ini memiliki dua input, yaitu defleksi *aileron* dan defleksi *rudder*. Pengujian dilakukan pada dua keadaan, keadaan pertama, yaitu defleksi *aileron* sebesar 0.2 radian dan defleksi *rudder* sebesar 0 radian dan keadaan kedua, yaitu defleksi *aileron* sebesar 0 radian dan defleksi *rudder* sebesar 0.2 radian.



Gambar 3.5 Skema Uji *Open Loop* pada Matra Lateral Direksional untuk Keadaan Pertama.

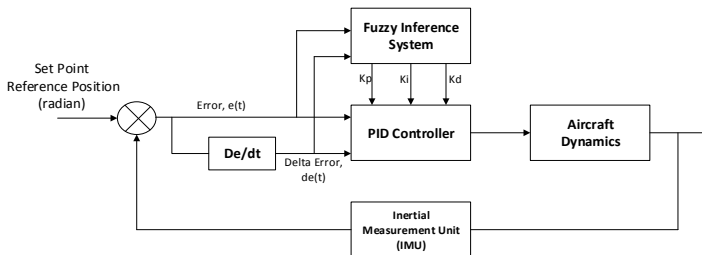


Gambar 3.6 Skema Uji *Open Loop* pada Matra Lateral Direksional untuk Keadaan Kedua.

3.5 Perancangan Sistem Pengendalian *Fixed-Wing* UAV pada *Software* MATLAB®

Berdasarkan pemodelan sistem yang telah dilakukan sebelumnya, dirancang sistem pengendalian berbasis Fuzzy-PID untuk kestabilan sistem *fixed-wing* UAV. Simulasi sistem dilakukan menggunakan *software* MATLAB® dengan fitur Simulink. Pada tahap ini terlebih dulu dilakukan beberapa pengujian terhadap model yang telah didapat, pengujian yang dilakukan meliputi pengujian *open loop* dan *root locus*.

Kemudian hasil pengujian dijadikan acuan untuk merancang sistem kendali yang tepat bagi *fixed-wing* UAV. Setelah itu *Fuzzy Inference System* dirancang untuk melakukan tuning secara terjadwal terhadap *PID controller*. Setelah sistem pengendalian secara keseluruhan telah selesai dilakukan, maka dilakukan pengujian *pitch attitude holding* dan *wing leveller* untuk memvalidasi sistem kendali yang telah dirancang.



Gambar 3.7 Diagram Blok Pengendalian Sistem *Fixed-Wing* UAV.

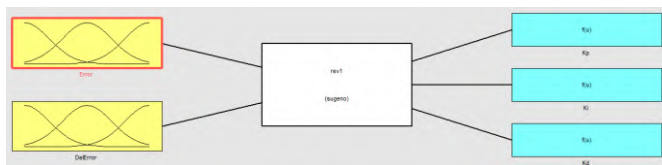
3.5.1 Perancangan *Fuzzy Inference System*

Pada sistem ini, *Fuzzy Inference System* digunakan sebagai sistem pengambilan keputusan untuk menentukan parameter K_p , K_i , dan K_d yang digunakan pada PID controller dengan inputan berupa *error* dan selisih setiap *error* pada sistem. Perancangan *fuzzy inference system* dilakukan melalui beberapa tahap, yaitu penentuan fungsi keanggotaan masing-masing *input* dan *output* dari *fuzzy inference system* dan kemudian penentuan aturan *rule base* yang akan menjadi prinsip kerja dari sistem fuzzy yang dirancang.

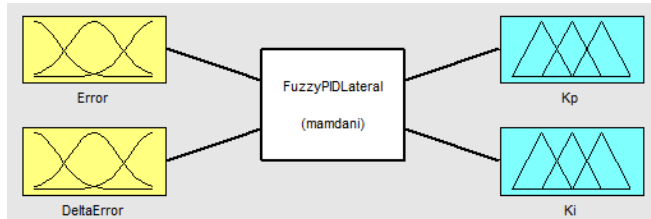
- **Fungsi Keanggotaan**

Pada matra longitudinal, jumlah fungsi keanggotaan yang digunakan pada setiap *input* dan *output* adalah berjumlah tiga buah dengan tipe fungsi segitiga. Input *error* ($e(t)$) memiliki range -0.4 hingga 0.4 dengan fungsi keanggotaan antara lain *Small* (S), *Zero* (Z) dan *Big* (B). Untuk input delta *error* (Δe)

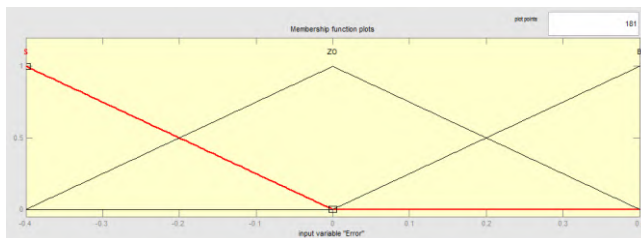
memiliki *range input* -0.4 hingga 0.4 dengan fungsi keanggotaan yang sama dengan *error*. *Output* berupa gain K_p memiliki *range* 4.2 hingga 40, gain K_i 16.4 hingga 36 dan gain K_d 0.6 hingga 1.7. *Range* fungsi keanggotaan pada setiap *input* dan *output* didapatkan berdasarkan referensi penelitian serupa dan ujicoba *trial and error* untuk kemudian didapatkan *range* yang sesuai dengan karakteristik sistem. *Input fuzzy* yang berupa numerik kemudian akan melalui proses fuzzifikasi sehingga berubah menjadi *crisp* untuk diolah dalam sebuah *inference engine*.



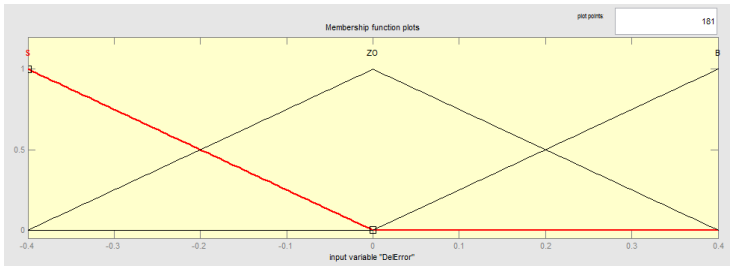
Gambar 3.8 FIS pada Matra Longitudinal.



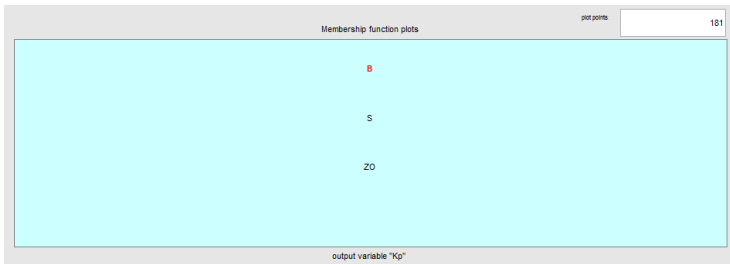
Gambar 3.9 FIS pada Matra Lateral Direksional.



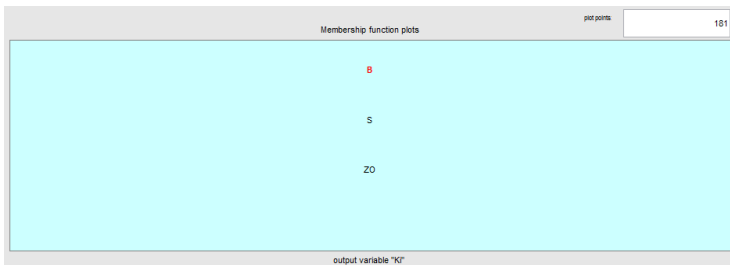
Gambar 3.10 Fungsi Keanggotaan *Input Error* Matra Longitudinal.



Gambar 3.11 Fungsi Keanggotaan *Input Delta Error* Matra Longitudinal.



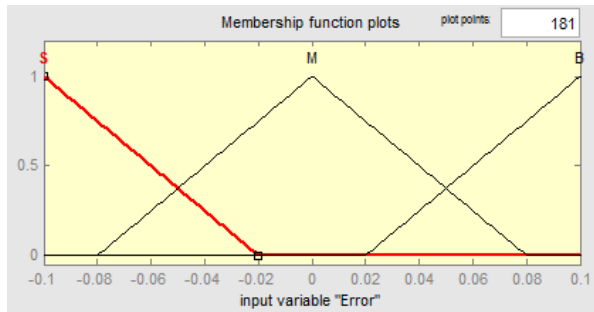
Gambar 3.12 Fungsi Keanggotaan *Output K_p* Matra Longitudinal.



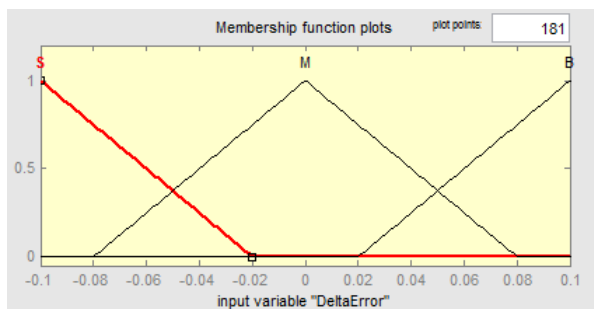
Gambar 3. 13 Fungsi Keanggotaan *Output K_i* Matra Longitudinal.



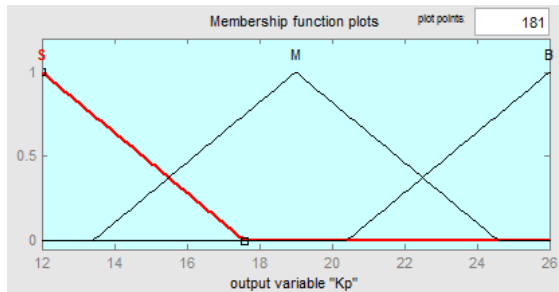
Gambar 3.14 Fungsi Keanggotaan *Output* K_d Matra Longitudinal.



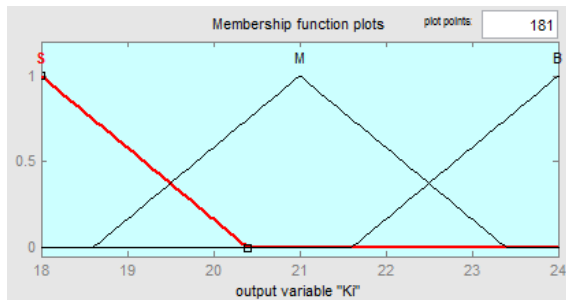
Gambar 3.15 Fungsi Keanggotaan *Input Error* Matra Lateral Direksional.



Gambar 3.16 Fungsi Keanggotaan *Input Delta Error* Matra Lateral Direksional.



Gambar 3.17 Fungsi Keanggotaan $Output K_p$ Matra Lateral Direksional.



Gambar 3.18 Fungsi Keanggotaan $Output K_i$ Matra Lateral Direksional.

- ***Inference Engine***

Bilangan *crisp* yang dinyatakan dalam fungsi keanggotaan akan diolah dalam *inference engine* yang memiliki prinsip sebab akibat (IF...THEN) di dalam *inference engine* terdapat *rule base* yang mengatur keluaran *fuzzy* sesuai masukan yang diterima sistem. *Rule base* merupakan sekumpulan aturan sebab akibat yang digunakan untuk mengambil keputusan akhir. Dasar perancangan *rule base* pada logika *fuzzy* adalah *trial and error*. Pada matra longitudinal, dari input *fuzzy* yang ada (*error* dan *delta error*) dan keluaran parameter *gain* K_p dan K_i dapat dirancang *rule base* sebanyak

sembilan buah *rule* dengan logika seperti pada Tabel 3.5 dan Tabel 3.6 dan Tabel 3.7.

Tabel 3.5 *Rule Base* FIS terhadap output K_p Matra Longitudinal.

Error/Delta Error	S	ZO	B
S	S	S	S
ZO	ZO	ZO	ZO
B	B	B	B

Tabel 3.6 *Rule Base* FIS terhadap output K_i Matra Longitudinal.

Error/Delta Error	S	ZO	B
S	S	S	S
ZO	ZO	ZO	ZO
B	B	B	B

Tabel 3.7 *Rule Base* FIS terhadap output K_d Matra Longitudinal.

Error/Delta Error	S	ZO	B
S	S	S	S
ZO	ZO	ZO	ZO
B	B	B	B

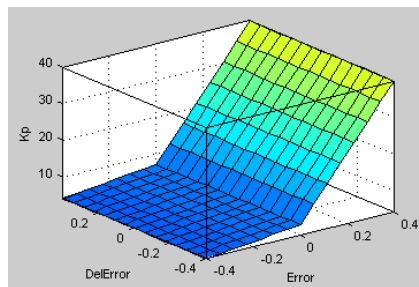
Sedangkan pada matra lateral direksional dirancang *rule base* sebanyak sembilan buah *rule* dengan logika seperti pada Tabel 3.8 dan Tabel 3.9. Rule yang telah dirancang menggunakan operator AND memiliki pengertian sebagai contoh pada *rule* pertama, apabila *input error* termasuk ke dalam kategori fungsi keanggotaan *Small* (S) dan *delta error* termasuk ke dalam kategori *Big* (B), maka nilai output K_p akan bernilai *Big* (B) dan output K_i bernilai *Big* (B).

Tabel 3.8 *Rule Base* FIS terhadap *Output K_p* Matra Lateral Direksional.

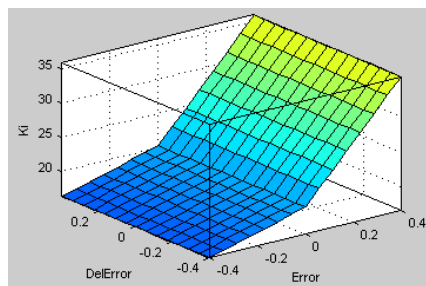
Error/Delta Error	S	M	B
S	S	S	S
M	M	M	M
B	B	B	B

Tabel 3.9 *Rule Base* FIS terhadap *Output K_i* Matra Lateral Direksional.

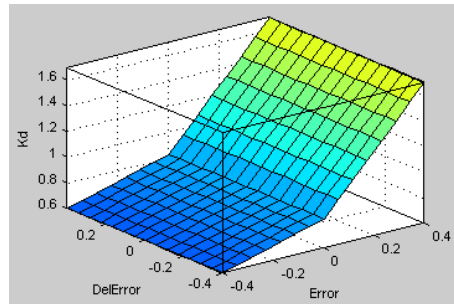
Error/Delta Error	S	M	B
S	S	S	S
M	M	M	M
B	B	B	B



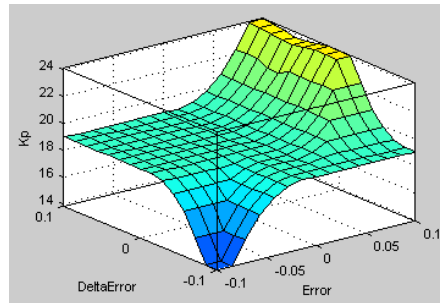
Gambar 3.19 Diagram *Surface* untuk *Output K_p* pada Matra Longitudinal.



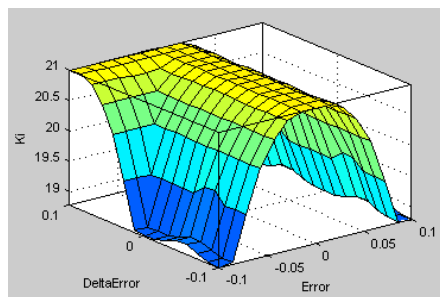
Gambar 3.20 Diagram *Surface* untuk *Output K_i* pada Matra Longitudinal.



Gambar 3.21 Diagram *Surface* untuk *Output* K_d pada Matra Longitudinal.



Gambar 3.22 Diagram *Surface* untuk *Output* K_p pada Matra Lateral Direksional.



Gambar 3.23 Diagram *Surface* untuk *Output* K_i pada Matra Lateral Direksional.

- **Validasi Rule Base Fuzzy Inference System**

Validasi dilakukan dengan melakukan simulasi *close loop* terhadap beberapa variasi *disturbance*. *Rule base* yang telah dirancang kemudian dikatakan valid ketika nilai *Integral Absolute Error* (IAE) dan nilai *Integral Time Absolute Error* (ITAE) lebih rendah dibandingkan dengan sistem tanpa *fuzzy gain scheduling*. (Ahmed & Hazry, 2015)

Tabel 3.10 Hasil Validasi *Rule Base Fuzzy Inference System*.

<i>Disturbance</i> (radian)	Waktu (sekon)	Fuzzy-PID		PID	
		IAE (radian)	ITAE (radian)	IAE (radian)	ITAE (radian)
0.1	20	0.02119	0.02202	0.0271	0.0244
	40	0.02088	0.02199	0.0289	0.0235
	60	0.02103	0.02207	0.0288	0.0302
0.2	20	0.03854	0.04222	0.0538	0.0486
	40	0.03779	0.04193	0.0540	0.0424
	60	0.03696	0.04328	0.0687	0.0489
0.3	20	0.05529	0.06251	0.08064	0.0728
	40	0.05730	0.06198	0.08321	0.0748
	60	0.05618	0.06432	0.08433	0.0758

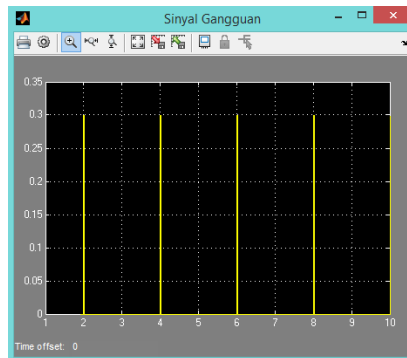
Hasil validasi yang telah dilakukan menunjukkan bahwa *rule base fuzzy inference system* yang telah dirancang dapat dikatakan valid. Tabel 3.10 menunjukkan bahwa pada setiap variasi *disturbance* yang diberikan nilai rata-rata IAE dan ITAE dari sistem yang menggunakan *fuzzy gain scheduling* lebih rendah dibandingkan dengan sistem PID biasa. Selisih rata-rata nilai IAE dan ITAE kedua sistem yang dibandingkan masing-masing adalah sebesar 0.0012 radian dan 0.008 radian.

3.5.2 Pengujian *Pitch Attitude Hold*

Pengujian *pitch attitude hold* dilakukan untuk memvalidasi hasil sistem kendali yang telah dirancang pada matra longitudinal. Sistem kendali dikatakan baik apabila respon dapat mencapai *set point* dengan cepat dan memiliki lawatan yang kecil. Pengujian dilakukan dengan memberikan

3.5.4 Disturbance Sistem Fixed-Wing UAV

Untuk pengujian kestabilan *fixed-wing* UAV baik pada saat pengujian *pitch attitude hold* maupun pengujian wing leveller, maka perlu diberi sebuah *disturbance* atau gangguan yang dapat merubah *attitude* dari UAV. Untuk penelitian ini gangguan yang diberikan pada UAV adalah berupa sudut yang merepresentasikan kondisi turbulensi saat UAV tersebut sedang *cruising*. Untuk merepresentasikan gangguan tersebut, pada simulink di berikan fungsi *impulse generator* sebesar 0.3 radian setiap 20 detik dengan lebar pulsa sebesar 1% dari periode, yang artinya kondisi turbulensi ekstrim yang dapat terjadi setiap 20 detik selama UAV beroperasi.



Gambar 3.26 Fungsi *Impulse Generator* Untuk *Disturbance* pada Matra Longitudinal.

Bentuk sinyal gangguan dari *block impulse generator* pada *Software MATLAB®* direpresentasikan oleh Gambar 3.26, dimana terlihat pada grafik bahwa terdapat lonjakan sinyal sebesar 0.3 radian setiap 20 detik dan kemudian kembali menjadi 0 radian pada detik setelahnya. Keseluruhan pengujian yang membutuhkan gangguan secara sengaja pada penelitian ini dilakukan dengan memberikan fungsi *impulse generator* pada fitur Simulink.

BAB IV

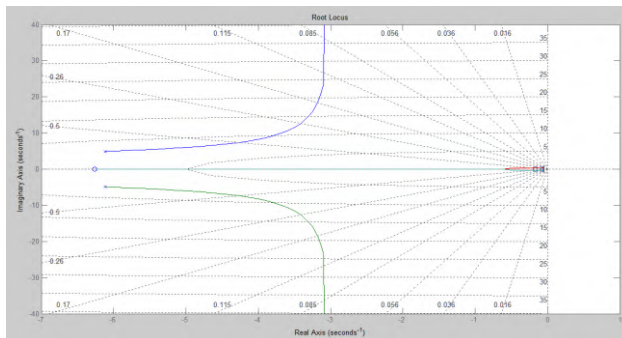
ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Pengujian Model Sistem *Fixed-Wing* UAV

Pengujian model dilakukan untuk mengetahui kualitas kestabilan dari sistem. Hasil dari pengujian model kemudian dijadikan acuan untuk merancang sistem kendali untuk sistem fixed-wing UAV. Pada penelitian ini telah dilakukan uji *root locus* dan uji *open loop* pada masing-masing matra longitudinal dan matra lateral direksional.

4.1.1 Hasil Uji Root Locus Matra Longitudinal

Analisis kestabilan dinamik matra longitudinal dilakukan dengan menurunkan fungsi transfer hubungan defleksi *elevator* dan *pitch angle* ($\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)}$). Terlihat pada Gambar 4.1 bahwa semua akar karakteristik pada matra longitudinal berada di sebelah kiri sumbu imajiner. Ini mengindikasikan bahwa sistem UAV stabil dinamik pada matra longitudinal dan terdapat modus osilatori (*phugoid mode*) dan modus non-osilatori. Namun 2 akar karakteristik tersebut mendekati sumbu imajiner, dapat disimpulkan bahwa kestabilan sistem tidak cukup kuat. Nilai parameter dari masing-masing modus ditampilkan pada Tabel 4.1.



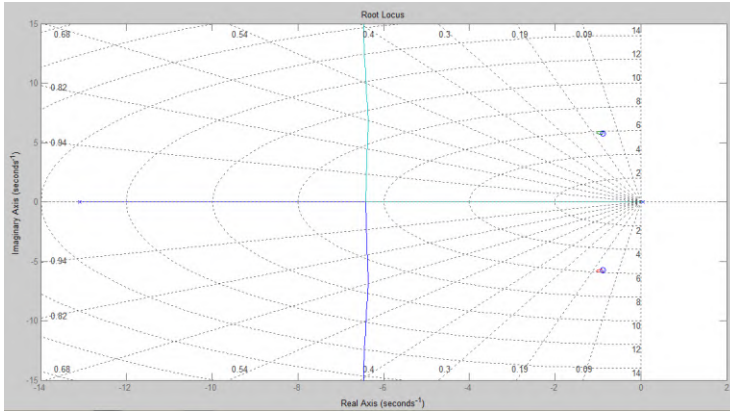
Gambar 4.1 Hasil Uji *Root Locus* pada Matra Longitudinal.

Tabel 4.1 Akar-akar karakteristik dan Parameternya pada Matra Longitudinal.

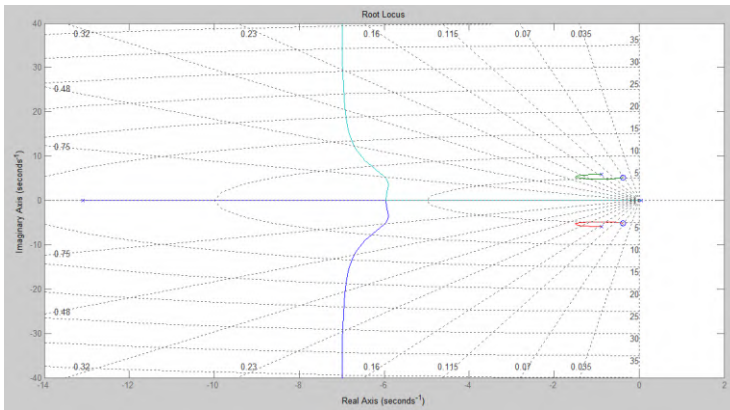
Parameter	Nilai	Satuan
<i>Phugoid Mode</i>		
<i>Eigenvalue</i>	-0.061293±0.40526i	[-]
Periode	15.504	[sec]
<i>Undamped Natural Frequency</i>	0.40987	[rad/sec]
<i>Damped Natural Frequency</i>	0.40526	[rad/sec]
<i>Damping Ratio</i>	0.1495	[-]
<i>Non Oscillation Mode</i>		
<i>Eigenvalue</i>	-6.1121±4.9253i	[-]
Periode	1.2757	[sec]
<i>Undamped Natural Frequency</i>	7.8496	[rad/sec]
<i>Damped Natural Frequency</i>	4.9253	[rad/sec]
<i>Damping Ratio</i>	0.77865	[-]

4.1.2 Hasil Uji Root Locus Matra Lateral Direksional

Analisis kestabilan dinamik matra lateral direksional dilakukan dengan menurunkan persamaan fungsi transfer hubungan defleksi *aileron* terhadap *roll angle* ($\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)}$) dan defleksi *rudder* terhadap *roll angle* ($\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)}$). Berdasarkan nilai matriks keadaan dari sistem, maka akar karakteristik matra lateral direksional terdiri dari 3 mode, yaitu *dutch roll*, *spiral* dan *roll subsidence*. Letak akar karakteristik di bidang-s dan nilainya diperlihatkan pada Tabel 4.2. Terlihat pada Gambar 4.2 dan Gambar 4.3 bahwa semua akar karakteristik pada matra lateral direksional berada di sebelah kiri sumbu imajiner, hal ini mengindikasikan bahwa UAV stabil dinamik pada matra lateral direksional. Namun pole *spiral* berada dekat dengan nol yang berarti bahwa kestabilan sistem tidak cukup kuat.



Gambar 4.2 Hasil Uji *Root Locus* pada Matra Longitudinal $\left(\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)}\right)$.



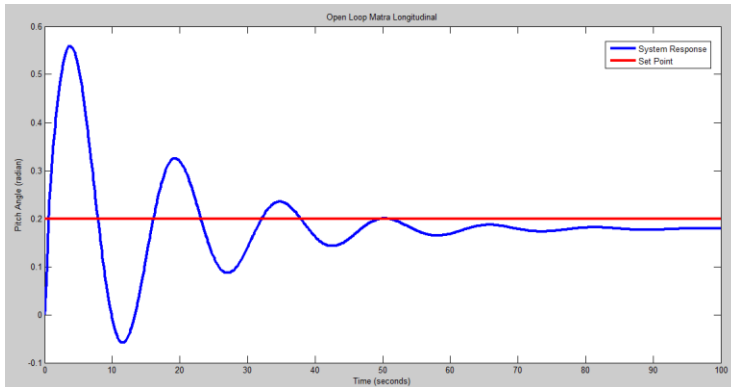
Gambar 4.3 Hasil Uji *Root Locus* pada Matra Longitudinal $\left(\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)}\right)$.

Tabel 4.2 Akar-akar karakteristik dan Parameternya pada Matra Lateral Direksional.

Parameter	Nilai	Satuan
Dutch Roll		
<i>Eigenvalue</i>	-0.91089±5.7994i	[-]
<i>Natural Frequency</i>	5.8705	[rad/sec]
<i>Damping Ratio</i>	0.15516	[-]
Spiral		
<i>Eigenvalue</i>	-0.036563	[-]
T_R	18.9575	[sec]
Roll Subsidence		
<i>Eigenvalue</i>	-12.7181	[-]
T_R	0.078622	[sec]

4.1.3 Hasil Simulasi *Open Loop* Matra Longitudinal

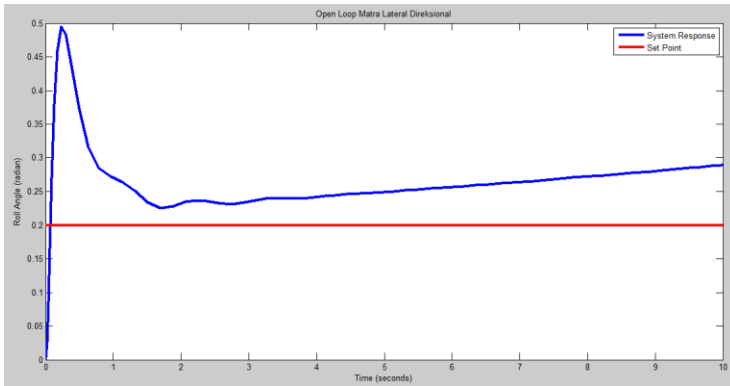
Analisa kualitas kestabilan dinamik matra longitudinal dilakukan simulasi *open loop* dengan memberikan *input* berupa defleksi *elevator* doublet sebesar ± 0.2 radian. Hasil simulasi *open loop* pada matra longitudinal diberikan pada Gambar 4.4. Terlihat bahwa respon sistem tidak mampu mencapai *set point* dalam *range* waktu 100 detik dan cenderung berosilasi cukup besar dengan *maximum overshoot* sebesar 179.5% dimana keadaan tersebut sangat berbahaya untuk sebuah *plant* dengan pergerakan cepat seperti pesawat, maka perancangan sistem kendali sangat diperlukan untuk memperbaiki kualitas parameter tersebut. Perbaikan kualitas masing-masing parameter dapat dilakukan melalui perancangan sistem kendali, sehingga letak *pole* bergeser lebih ke kiri.



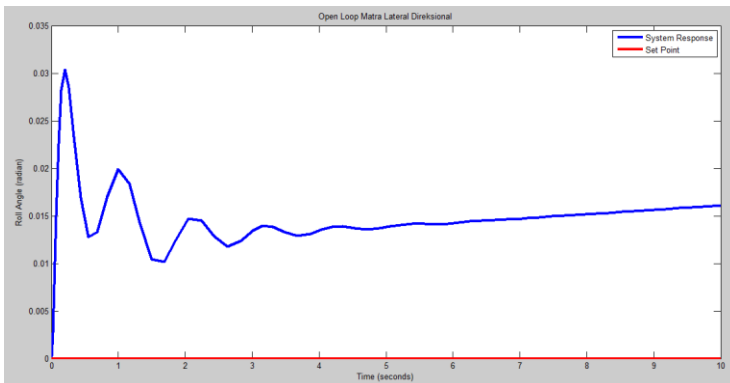
Gambar 4.4 Grafik Hasil Simulasi *Open Loop* pada Matra Longitudinal.

4.1.4 Hasil Simulasi *Open Loop* Matra Lateral Direksional

Analisis kualitas kestabilan dinamik matra lateral direksional dilakukan melalui simulasi *open loop* dengan dua keadaan, yaitu dengan memberikan input 0.2 radian pada defleksi *aileron* untuk kondisi pertama dan input 0.2 radian pada defleksi *rudder* pada kondisi kedua. Simulasi tersebut dimaksudkan untuk mengetahui pengaruh kedua input terhadap respon sistem. Dengan simulasi ini dapat diketahui karakteristik keluaran berupa *roll angle* (ϕ). Terlihat pada Gambar 4.5 bahwa respon sistem pada kondisi pertama cenderung berosilasi dari detik ke-0 hingga detik ke-1 dengan *maximum overshoot* sebesar 147.3% dan meningkat secara eksponensial mulai dari detik ke-2 dan tidak mencapai keadaan tunak di *set point* yang diinginkan (0.2 radian) pada *range* waktu 10 detik. Hasil yang serupa juga terjadi pada kondisi kedua, terlihat pada Gambar 4.6 bahwa respon sistem juga cenderung berosilasi dan tidak mencapai *set point*. Hasil ini menunjukkan bahwa sistem tidak dapat stabil tanpa elemen pengendali.



Gambar 4.5 Grafik hasil Uji *Open Loop* pada Matra Lateral Direksional untuk Kondisi Pertama.



Gambar 4.6 Grafik hasil Uji *Open Loop* pada Matra Lateral Direksional untuk Kondisi Kedua.

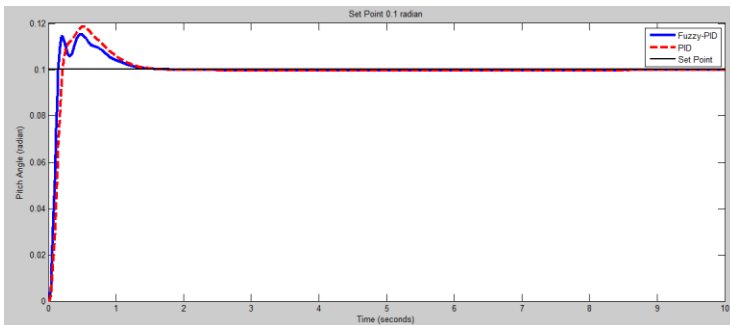
4.2 Hasil Pengujian Sistem Pengendalian *Fuzzy*-PID

Sistem kendali *Fuzzy*-PID yang telah dirancang pada sistem UAV disimulasikan menggunakan *software* MATLAB®. Simulasi dilakukan untuk mengetahui kualitas performa dari sistem kendali yang telah dirancang. Hasil simulasi pada kedua matra kemudian divalidasi dengan membandingkan parameter

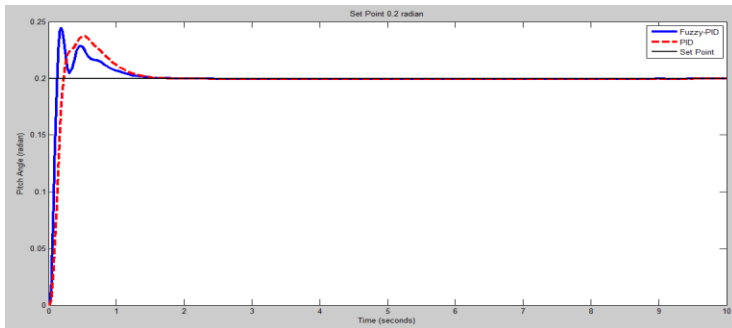
kualitatif dari sistem kendali *Fuzzy-PID* dengan *PID* tanpa *gain scheduling*.

4.2.1 Hasil Pengujian *Pitch Attitude Hold*

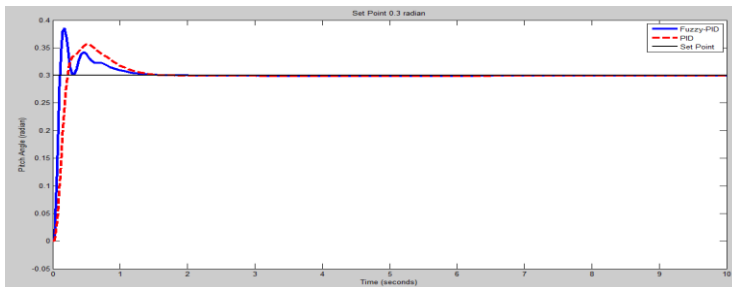
Pitch attitude hold adalah upaya mempertahankan *pitch angle* pada *set point*. Pengujian ini merupakan salah satu prosedur untuk mengetahui kualitas sistem kendali yang telah dirancang pada matra longitudinal. Simulasi dilakukan dengan variasi *set point* mulai 0.1 radian hingga 0.4 radian. Grafik respon sistem hasil simulasi ditunjukkan pada Gambar 4.7, Gambar 4.8, Gambar 4.9, dan Gambar 4.10. Secara umum sistem pengendalian yang dirancang memiliki respon yang cukup baik dimana nilai parameter terbaik pada set point 0.1 radian dengan *maximum overshoot* sebesar 17.26%, *settling time* sebesar 1.050 detik, indeks performa IAE sebesar 0.02119 radian, dan indeks performa ITAE sebesar 0.02202 radian. Nilai parameter kualitatif dan kuantitatif dari hasil pengujian *pitch attitude hold* pada matra longitudinal ditampilkan pada Tabel 4.3.



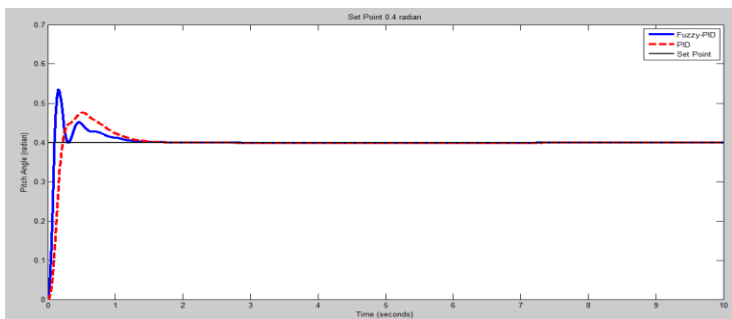
Gambar 4.7 Hasil Pengujian *Pitch Attitude Hold* dengan Set Point 0.1 radian.



Gambar 4.8 Hasil Pengujian *Pitch Attitude Hold* dengan Set Point 0.2 radian.



Gambar 4.9 Hasil Pengujian *Pitch Attitude Hold* dengan Set Point 0.3 radian.



Gambar 4.10 Hasil Pengujian *Pitch Attitude Hold* dengan Set Point 0.4 radian.

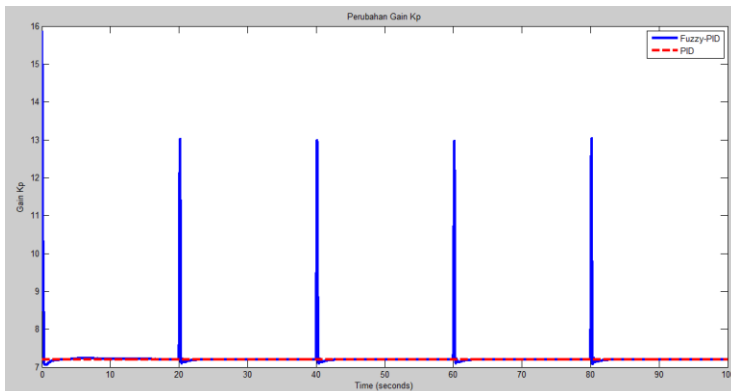
Tabel 4.3 Nilai Parameter Kualitatif Sistem Kendali pada Matra Longitudinal.

<i>Fuzzy-PID</i>					
<i>Set Point</i>	<i>Maximum Overshoot (%)</i>	<i>Settling Time (s)</i>	<i>Error Steady State (%)</i>	<i>IAE (radian)</i>	<i>ITAE (radian)</i>
0.1	17.26	1.050	0.00572	0.02119	0.02202
0.2	20	1.629	0.01008	0.03854	0.04222
0.3	21.3	1.599	0.01496	0.05529	0.06251
0.4	22.74	1.885	0.02012	0.07243	0.08171
<i>PID</i>					
<i>Set Point</i>	<i>Maximum Overshoot (%)</i>	<i>Settling Time (s)</i>	<i>Error Steady State (%)</i>	<i>IAE (radian)</i>	<i>ITAE (radian)</i>
0.1	19	1.2619	0.0173	0.0271	0.0244
0.2	18.75	2.072	0.04134	0.0538	0.0486
0.3	18.77	1.9015	0.0676	0.08064	0.0728
0.4	18.8	1.623	0.09016	0.1076	0.0973

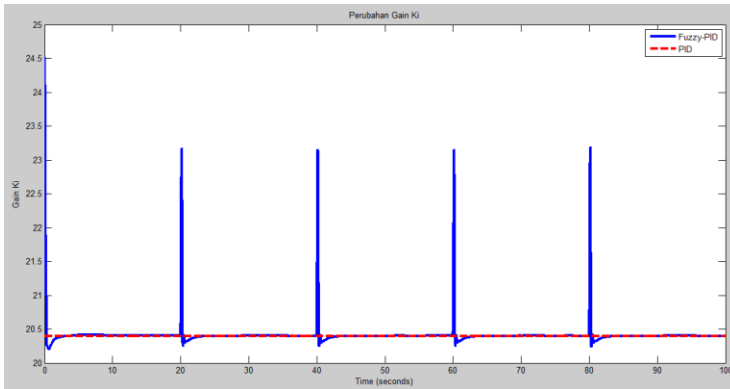
Sebagai validasi data hasil perancangan sistem kendali dengan *Fuzzy-PID* kemudian dibandingkan dengan sistem kendali *PID* biasa tanpa *gain scheduling* hasil penelitian sebelumnya (Purwanto, Lie, & Nasution, 2013). Simulasi dilakukan pada setiap variasi *set point*. Hasil simulasi pada Gambar 4.8 menunjukkan bahwa secara umum sistem kendali *Fuzzy-PID* memiliki respon sistem yang lebih baik dibandingkan dengan *PID*, namun pada sistem *Fuzzy-PID* yang dirancang, maximum overshoot sistem cenderung lebih tinggi dibandingkan dengan *PID*, namun begitu maximum overshoot pada sistem masih berada pada batas aman. Selisih *maximum overshoot* rata-rata kedua sistem mencapai 2.417%, sedangkan selisih *settling time* rata-rata kedua sistem kendali sebesar 0.0876 detik. Indeks performa *IAE* dan *ITAE* kedua sistem kendali yang dibandingkan memiliki selisih rata-rata masing-masing sebesar 0.0204 radian dan 0.0087 radian. Nilai

parameter kualitatif perbandingan sistem kendali *Fuzzy*-PID dan PID ditampilkan pada Tabel 4.3.

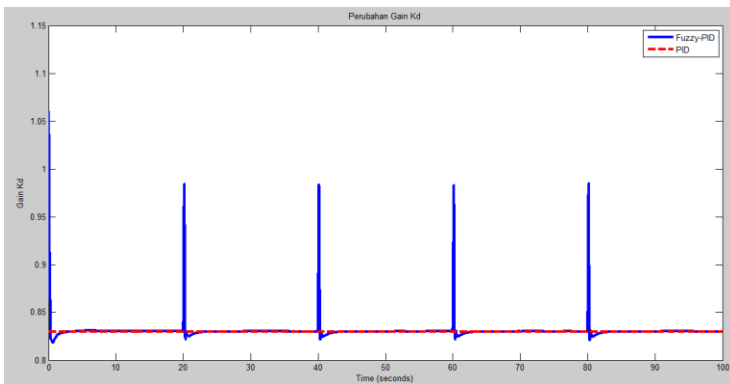
Simulasi kestabilan sistem terhadap gangguan dilakukan dengan memberikan *disturbance* dalam bentuk impuls generator sebesar 0.3 radian setiap 20 detik dengan lebar pulsa sebesar 1% pada set point 0.1 radian. Terlihat pada gambar 4.14 Bahwa sistem kendali *Fuzzy*-PID memiliki performa yang lebih baik dengan indeks IAE dan ITAE masing-masing sebesar 0.1374 radian dan 5.033 radian ketika diberi gangguan, sedangkan sistem kendali PID tanpa *gain scheduling* memiliki indeks IAE dan ITAE masing-masing sebesar 0.1925 radian dan 6.897 radian. Gangguan secara berkala yang diberikan ternyata tetap mampu diatasi dengan cepat oleh sistem, dimana waktu rata-rata yang dibutuhkan sistem untuk kembali ke set point adalah sebesar 0.00034 detik.



Gambar 4.11 Grafik Perubahan Gain K_p .

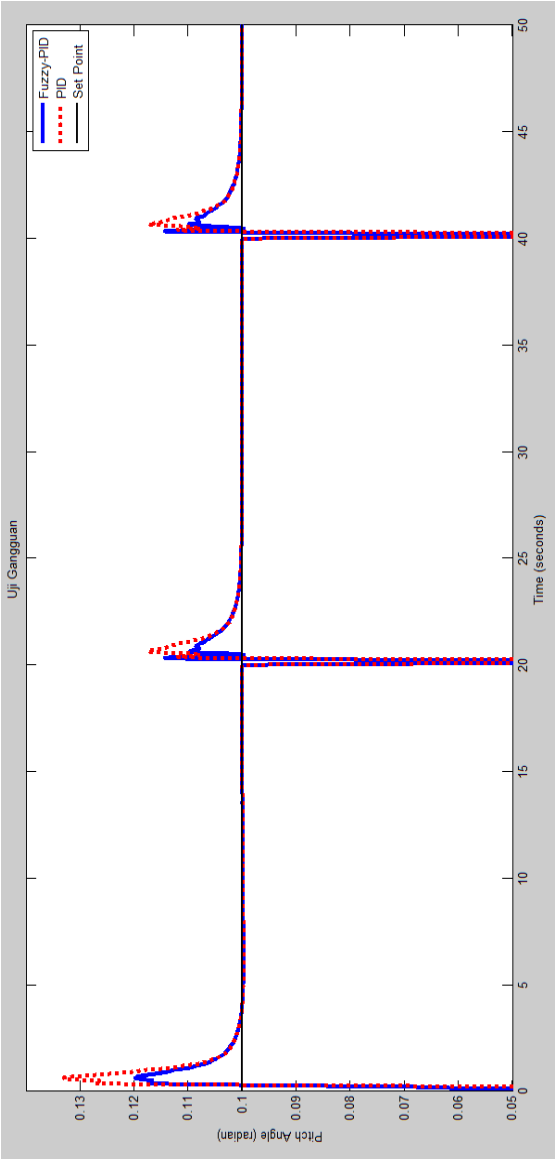


Gambar 4.12 Grafik Perubahan Gain K_i .

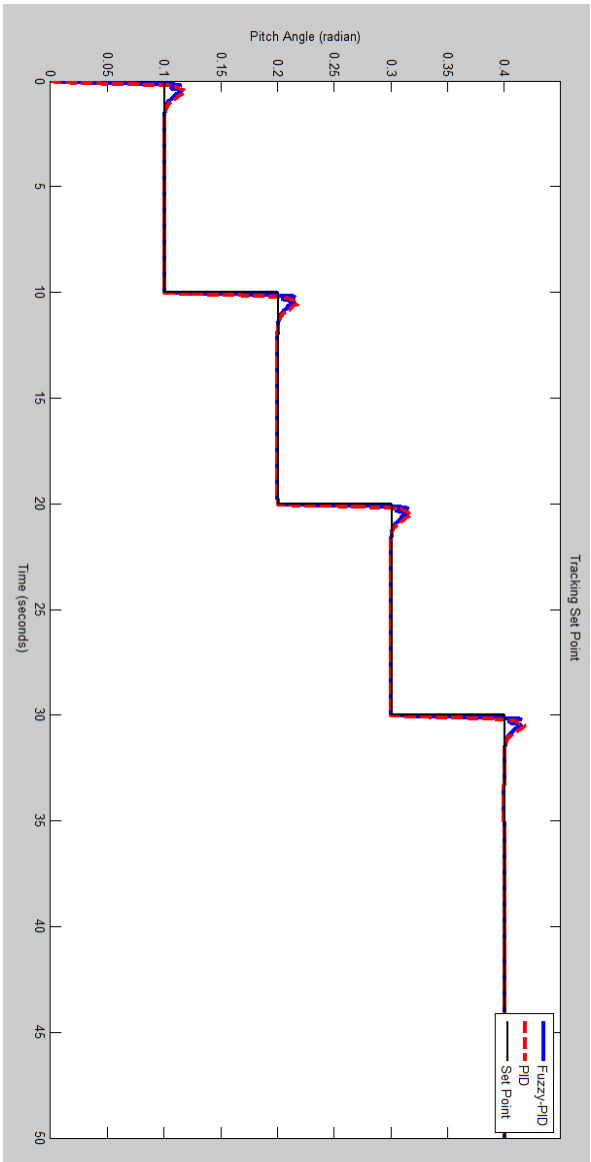


Gambar 4.13 Grafik Perubahan Gain K_d .

Secara keseluruhan sistem *Fuzzy-PID* yang telah dirancang berjalan dengan baik dimana *gain* sistem berubah setiap sistem mengalami *error* sesuai dengan besarnya *error* yang terjadi. Pada pengujian gangguan pada sistem diberikan gangguan berkala secara sengaja setiap 20 detik. Gambar 4.11, Gambar 4.12, dan Gambar 4.13 menunjukkan bahwa setiap terjadi perubahan *error* yang besar (detik ke-20, detik ke-40, dst) sistem *fuzzy gain scheduling* yang dirancang mampu melakukan *tuning* terjadwal untuk nilai K_p , K_i , dan K_d .



Gambar 4.14 Grafik Perbandingan *Fuzzy-PID* dan *PID* pada Uji *Pitch Attitude Hold* ketika diberi *Disturbance*.

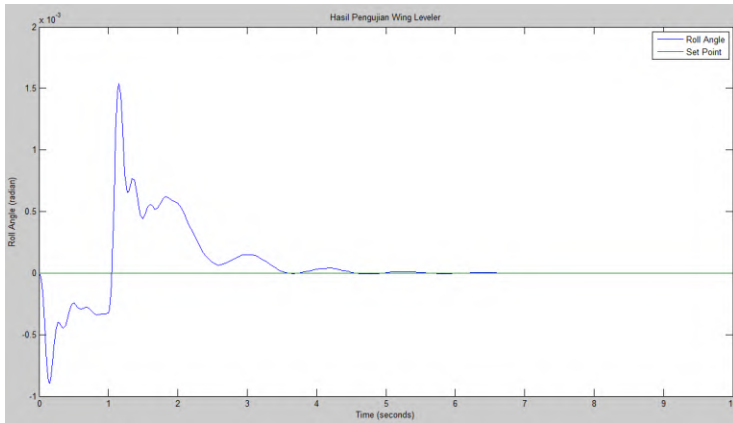


Gambar 4.15 Grafik *Tracking Set Point* pada *Pitch Attitude Hold*.

Hasil simulasi pengujian ketahanan sistem yang diberikan *fuzzy gain scheduling* terhadap gangguan menunjukkan hasil yang lebih baik dibandingkan dengan sistem yang menggunakan metode kontrol PID. Gambar 4.14 menunjukkan bahwa setiap sistem menerima gangguan sebesar 0.3 radian, sistem yang diberikan *fuzzy gain scheduling* mampu mencapai *set point* kembali dalam waktu 2.45 detik dengan *maximum overshoot* rata-rata sebesar 20%, sementara pada sistem PID biasa waktu yang dibutuhkan untuk kembali mencapai *set point* sebesar 2.89 detik dengan *maximum overshoot* rata-rata 30%.

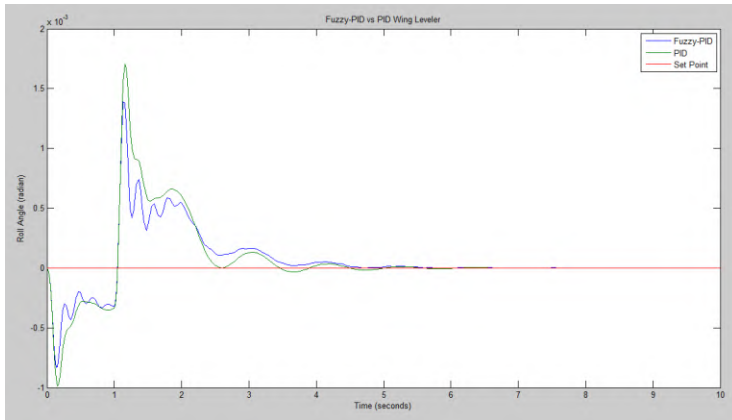
4.2.2 Hasil Pengujian Wing Leveler

Wing leveler adalah usaha untuk mempertahankan *roll angle* pada posisi 0° relatif terhadap *center of gravity* dari sistem UAV ketika terdapat *disturbance*. Pengujian ini merupakan salah satu prosedur untuk mengetahui kualitas sistem kendali yang telah dirancang pada matra lateral direksional. Pengujian *wing leveler* dilakukan dengan memberi gangguan berupa sinyal step sebesar 0.2 radian pada sudut yaw. Hasil simulasi pada sistem kendali yang telah dirancang, terlihat pada Gambar 4.16, menunjukkan performa yang cukup baik dengan *maximum overshoot* sebesar 0.0015 radian dan *settling time* sebesar 4.58 detik. Hasil tersebut menunjukkan performa sistem kendali Fuzzy-PID pada *attitude roll angle* sangat baik.



Gambar 4.16 Hasil Pengujian *Wing Leveler*.

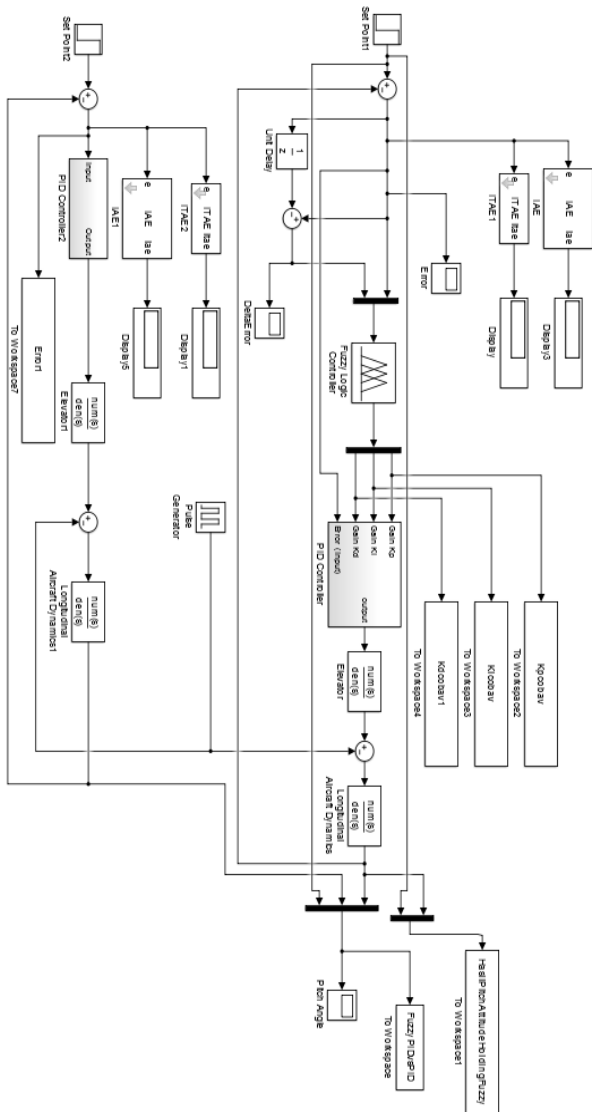
Sebagai validasi, hasil pengujian ini kemudian dibandingkan dengan hasil simulasi sistem kendali PID biasa. Terlihat pada Gambar 4.17, bahwa sistem kendali *Fuzzy*-PID pada matra lateral direksional juga memiliki performa yang lebih baik dibandingkan dengan sistem kendali PID biasa. Sama halnya pada matra longitudinal, pada matra ini juga tidak terdapat perbedaan yang signifikan pada kedua parameter kualitatif yang dibandingkan. Selisih *maximum overshoot* pada kedua sistem kendali yang dibandingkan adalah sebesar 0.00082 radian, sedangkan untuk *settling time* sebesar 4.82 detik.



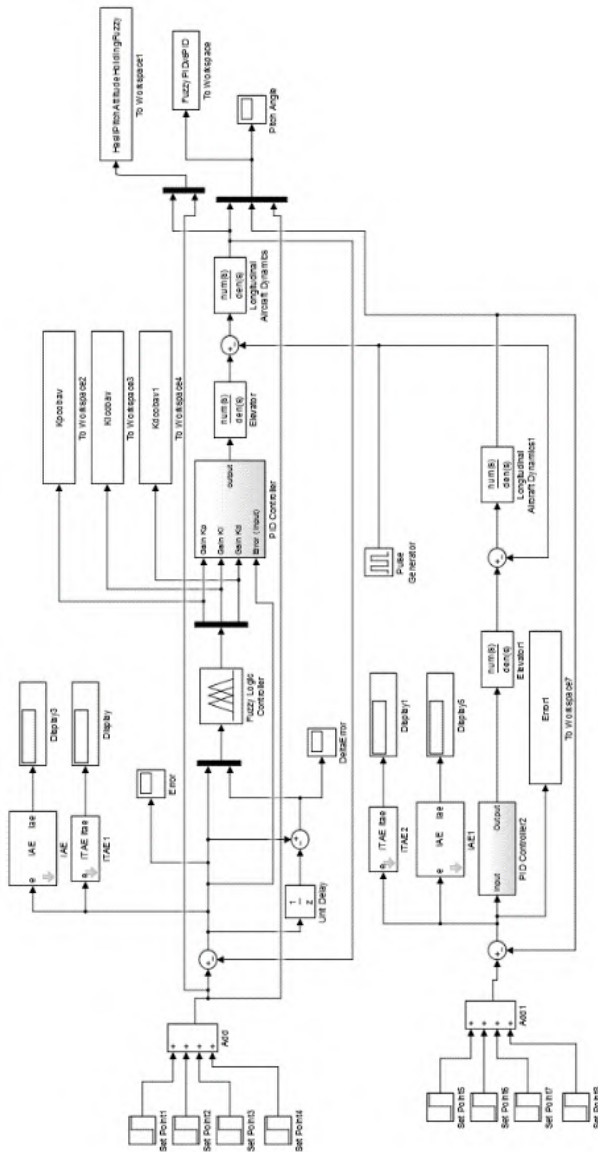
Gambar 4.17 Grafik Perbandingan *Fuzzy-PID* dan *PID* pada *Wing Leveler*.

Pada matra lateral direksional gangguan diberikan dengan memberikan input impulse generator pada sudut yaw. Pengujian dengan gangguan menghasilkan respon seperti terlihat pada Gambar 4.17 dimana sistem yang dirancang mampu mengatasi gangguan berkala yang diberikan, waktu rata-rata yang dibutuhkan untuk mencapai set point sebesar 0.06 detik.

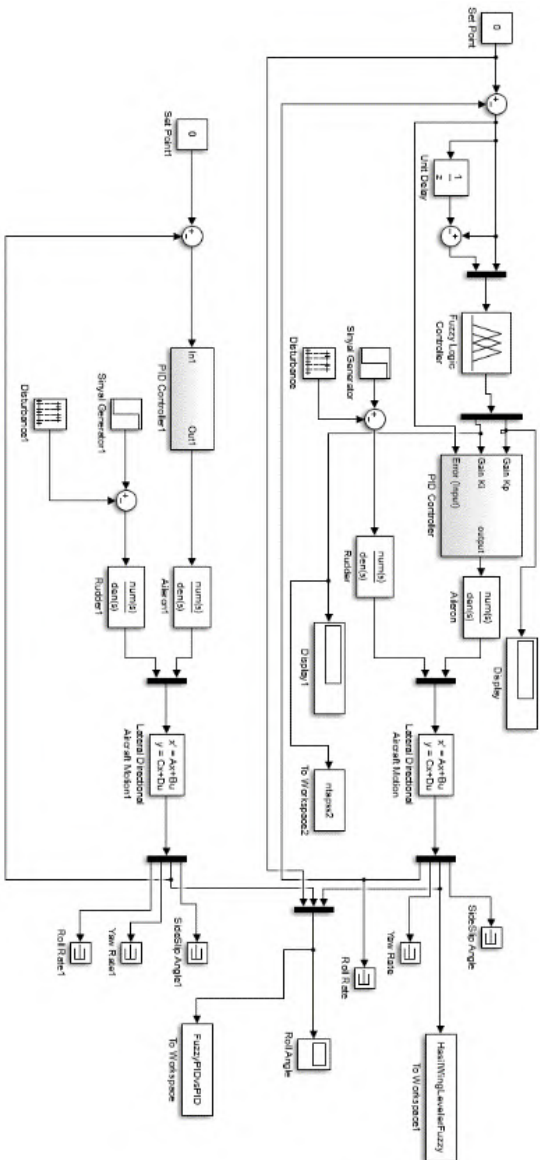
LAMPIRAN A



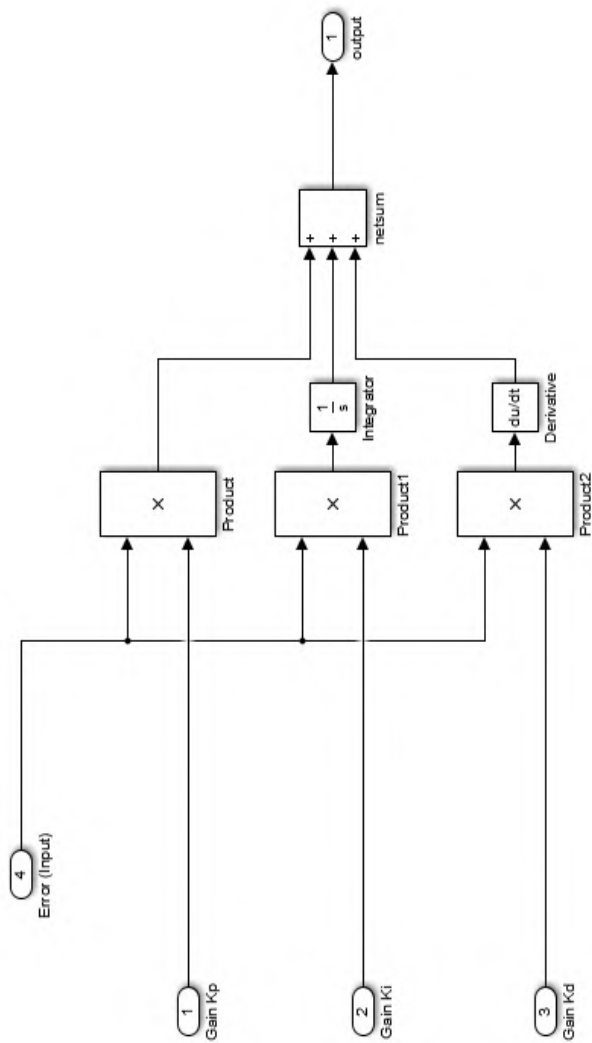
Gambar A.1 Block Simulink Perbandingan *Pitch Attitude Holding* Sistem Fuzzy-PID dan PID



Gambar A.2 Block Simulink Perbandingan Traacking Set Point Pitch Attitude Holding Sistem Fuzzy-PID dan PID



Gambar A.3 Block Simulink Perbandingan Wing Leveler Sistem Fuzzy-PID dan PID



Gambar A.4 Block Simulink PID Controller

LAMPIRAN B

```
%==Pemrograman Konversi Model State Space  
Longitudinal Axis menjadi Fungsi Transfer==%  
  
A = [-0.1489 0.1233 -0.3770 0;-0.7525 -6.1342  
-0.0132 0.9944;0 0 0 1;1.5203 -24.34 0.02656  
-6.0637];  
B = [0;-0.3471;0;58.92];  
C = eye(4);  
D = [0;0;0;0];  
states = {'u' 'alpha' 'theta' 'q'};  
inputs = {'Elevator Deflection'};  
outputs = {'Longitudinal Velocity' 'Angle of  
Attack' 'Pitch Angle' 'Pitch Rate'};  
sys_longitudinal =  
ss(A,B,C,D, 'StateName', states, 'InputName', inp  
uts, 'OutputName', outputs);  
tf(sys_longitudinal)
```

```

%==Pemrograman Konversi Model State Space
Lateral Directional Axis menjadi Fungsi
Transfer==%

A = [-0.6998 0.0014 -1 0.3487;-39.543 -13.007
2.356 0;33.052 -0.1889 -1.0918 0;0 1 0.06534
0];
B = [0 0.07;96.778 6.975;-0.699 -1.401;0 0];
C = eye(4);
D = [0 0;0 0;0 0;0 0];
states = {'beta' 'p' 'r' 'phi'};
inputs = {'Aileron Deflection' 'Rudder
Deflection'};
outputs = {'Sideslip Angle' 'Roll Rate' 'Yaw
Rate' 'Roll Angle'};
sys_lateral =
ss(A,B,C,D, 'StateName', states, 'InputName', inp
uts, 'OutputName', outputs);
tf(sys_lateral)

```

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa data yang telah dilakukan maka kesimpulan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Perancangan sistem pengendalian *attitude* pada UAV dilakukan pada dua matra, yaitu matra longitudinal dan matra lateral direksional.
2. Sistem kendali *attitude* dengan metode *Fuzzy-PID* untuk implementasi *fixed-wing* UAV pada studi kasus pesawat LAPAN *Surveillance* 02 (LSU-02) menunjukkan performa yang baik.
3. Parameter kualitatif sistem kendali *attitude* dengan metode *Fuzzy-PID* secara umum lebih baik dibandingkan dengan sistem kendali *PID* biasa.
4. Respon sistem dengan kendali *Fuzzy-PID* pada setiap peningkatan *set point* kedua matra cenderung memiliki peningkatan pada parameter *maximum overshoot* dan *time settling*, namun simpangan yang terjadi masih dalam batas keamanan (tidak melebihi sudut kritis).

5.2 Saran

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan maka saran yang dapat diberikan untuk penelitian selanjutnya adalah sebagai berikut:

1. Sistem pengendalian berbasis *Fuzzy-PID* untuk penelitian selanjutnya sebaiknya diimplementasikan langsung pada hardware *fixed-wing* UAV sehingga dapat diketahui bagaimana respon sistem apabila dikenai gangguan alami.
2. Metode optimasi tuning seperti *genetic algorithm*, *duelist algorithm*, dan *particle swarm optimization* dapat dilakukan untuk penelitian selanjutnya untuk meningkatkan performa dari sistem kendali kestabilan *attitude*.

Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR RUJUKAN

- AeroTerrascan. (2015). *AeroTerrascan Indonesia*. Retrieved from <http://www.aeroterrascan.com/#sensors>
- Ahmed, S. F., & Hazry, D. (2015). Attitude Stabilization of Quad-rotor (UAV) system Using Fuzzy PID Controller (An Experimental Test). *IEEE*, 99-104.
- Astrom, K. J. (2002). *Control System Design*. California: Princeton University Press.
- Luo, Y., Chao, H., Di, L., & Chen, Y. Q. (2011). Lateral Directional Fractional Order (PI) α Control of a Small Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles: Controller Designs and Flight Tests. *The Institution of Engineering and Technology*, 5, 2157-2167.
- Masbi, N. H. (2015). RANCANG BANGUN PENGENDALIAN ATTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) QUADROTOR BERBASIS FUZZY-PID. *Digilib*, 1-6.
- McLean, D. (1990). *Automatic Flight Control Systems*. Southampton: Prentice Hall.
- Prach, A. (2009, September). ROBUST CONTROLLER DESIGN FOR A FIXED WING UAV.
- Pradhana, M. N. (2014). RANCANG BANGUN STABILITAS SILUMANS-1 (SPACE INTEGRATED PAYLOAD UMANNED SYSTEM) BERBASIS LOGIKA FUZZY. *Digilib*, 1-6.
- Purwanto, E. B., Lie, S., & Nasution, S. H. (2013). PEMODELAN DAN SIMULASI SISTEM KENDALI PROPORTIONAL INTEGRAL DERIVATIVE UNTUK KESTABILAN DINAMIKA TERBANG UNMANNED AERIAL VEHICLE. *Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara*, 8, 48-59.
- Purwanto, E. B., Nasution, S. H., & Supendi. (2012). IDENTIFIKASI PARAMETER DAN PERANCANGAN SISTEM KENDALI PID UNTUK

ANALISIS SIKAP TERBANG UAV [PARAMETER IDENTIFICATION AND DESIGN PID CONTROLLER FOR FLYING ATTITUDE ANALYSIS OF UAV]. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 10, 82-94.

Sufendi, Trilaksono, B. R., Nasution, S. H., & Purwanto, E. B. (2013). Design and Implementation of Hardware-In-The-Loop-Simulation for UAV Using PID Control Method. *3rd International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering (ICICI-BME)*, 124-130.

Zhao, Z. Y., Tomizuka, M., & Isaka, S. (1993). Fuzzy Gain Scheduling of PID Controllers. *IEEE TRANSACTIONS ON SYSTEMS, MAN, AND CYBERNETIC*, 23, 1392-1398.

BIOGRAFI PENULIS



Penulis dengan nama lengkap Nico Natanael S dilahirkan di Kota Batam pada tanggal 10 Oktober 1994 dari ayah yang bernama Mensen Sormin dan Ibu bernama Donnarita L. Tobing. Penulis telah menyelesaikan pendidikan formal di SD Katolik Yos Sudarso Batam (2000-2006), SMP Katolik Yos Sudarso Batam (2006-2009), SMA Negeri 1 Batam (2009-2012). Setelah menyelesaikan pendidikan SMA, penulis diterima di Jurusan Teknik Fisika FTI ITS Surabaya

melalui jalur SNMPTN tertulis dengan Program Studi S1 Reguler Teknik Fisika dan terdaftar dengan NRP 2412100064. Selama menempuh pendidikan di Teknik Fisika ITS penulis pernah melakukan Kerja Praktek di PT Garuda Maintenance Facility AeroAsia Cengkareng pada Juli 2015. Penulis mengambil bidang minat Rekayasa Instrumentasi dan Kontrol dalam menyelesaikan Tugas Akhir jenjang S1 dibawah bimbingan Hendra Cordova, ST, MT dengan penelitian yang berjudul **“PERANCANGAN SISTEM KENDALI *ATTITUDE* PADA PESAWAT TANPA AWAK TIPE SAYAP TETAP DENGAN METODE FUZZY-PID.”** Bagi pembaca yang memiliki kritik, saran, atau ingin berdiskusi lebih lanjut mengenai Tugas Akhir ini maka dapat menghubungi penulis melalui email nico.natanael.e205@gmail.com.